ROK I — 1933 — Nr. 2. LWÓW, DNIA 10 KWIETNIA

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO"

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ — Naczelny Kierownik I. T. S.
Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS — Kierownik Lab. Aeroð. Politechniki Lw.
Inż. WACŁAW CZERWIŃSKI — Kierownik techniczny I. T. S.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY: Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS.

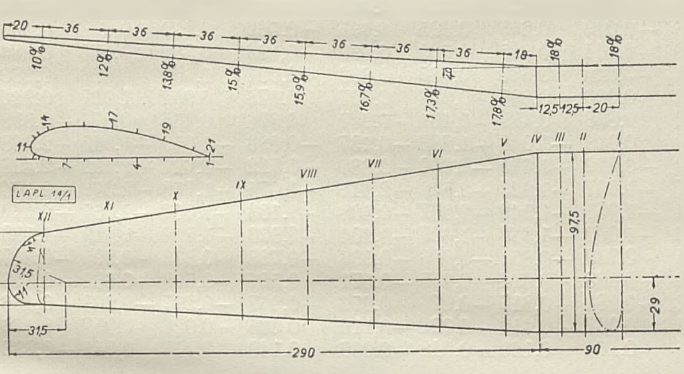
Dr. Inż. Zygmunt Fuchs.

Rozkład ciśnień i wyporu na skrzydle quasi-trapezowem uzyskany przy pomocy sondy ciśnień statycznych.

Distribution des pressions et de la sustentation surune aile quasi-trapezoide, obtenue à l'aide de la sonde des pressions statiques.

Détermination de la distribution de la pression résultante des pressions sur l'extrados et sur l'intrados. Lignes des pressions résultantes egales. Détermination de la distribution de la sustentation le long de l'envergure. Comparaison des résultats obtenus à l'aide de la balance aérodynamique et par la méthode de la sonde des pressions statiques. (Les mesures ont été exécutées au Laboratoire Aerodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów).

W dalszym ciągu prac nad wykazaniem użyteczności stosowania sondy ciśnień statycznych[1]) do pomiaru rozkładu ciśnień na modelach przedmuchiwanych w tunelu aerodynamicznym, wykonano w Laboratorjum aerodynamicznem Politechniki Lwowskiej pomiary ciśnień na skrzydle quasi-trapezowem o zmiennym profilu i rozchyleniu płatów (ryc. 1). Spółrzędne ξ, η charakterystycznych profili płata, wyrażone w procentach głębokości profilu t, podaje tabela I.



Ryc. 1.

Skrzydło quasi-trapezowe z oznaczeniem przekroi pomiarowych, tudzież punktów pomiarowych wzdłuż profilu.

Pomiary ciśnień przeprowadzono w 12 przekrojach jednej połowy płata w 21 punktach obwodu każdorazowego profilu (ryc. 1) przy różnych kątach natarcia. Punkty pomiarowe, leżące nad sobą na prostopadłych do cięciwy profilu, określa tab. II, podająca odcięte wzdłuż cięciwy w % głębokości profilu. Wyniki pomiaru ciśnień, przedstawione w postaci stosunku ciśnienia odczytanego p do ciśnienia prędkości q, zestawiono w tabeli III.

Celem zobrazowania rozkładu ciśnień naniesiono wzdłuż powierzchni rzutu skrzydła na płaszczyznę prostopadłą do płaszczyzny symetrji samolotu ciśnienia wypadkowe z ciśnień na powierzchnię górną i dolną skrzydła p, odniesione do jednostki ciśnienia prędkości q, (ryc. 2 *a, b, c, d*) czyli stosunki $\frac{p}{q}$. Na podstawie tych wykresów wyznaczono następnie linje równych ciśnień wypadkowych (warstwice), przedstawione na ryc. 3 *a, b, c, d*; różnica ciśnień pomiędzy sąsiedniemi warstwicami wynosi $\frac{\Delta p}{q} = 0{,}355$.

Tabl. I. Spółrzędne profili w przekroju I i XII.

Odcięte w % t			ξ	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Rzędne w przekroju	I	w % t	η_g	6,69	9,69	11,16	13,28	14,66	15,74	17,12	17,80	18,00	17,07	15,50	13,43	10,82	7,87	4,20	2,20	0,0
			η_d	6,69	4,03	3,20	2,11	1,38	0,89	0,34	0,10	0,0	—	—	—	—	—	—	—	—
	XII		η_g	3,71	5,38	6,20	7,37	8,14	8,74	9,50	9,89	10,00	9,48	8,60	7,46	6,01	4,37	2,51	1,47	0,0
			η_d	3,71	2,24	1,77	1,17	0,76	0,50	0,20	0,05	0,0	—	—	—	—	—	—	—	—

Tabl. II. Określenie punktów pomiarowych.

Punkt pomiarowy	21 1	20 2	19 3	18 4	17 5	16 6	15 7	14 8	13 9	12 10	11
Odcięta wzdłuż głębokości w % t	0,00	0,10	0,25	0,40	0,55	0,70	0,80	0,90	0,95	0,97	1,00

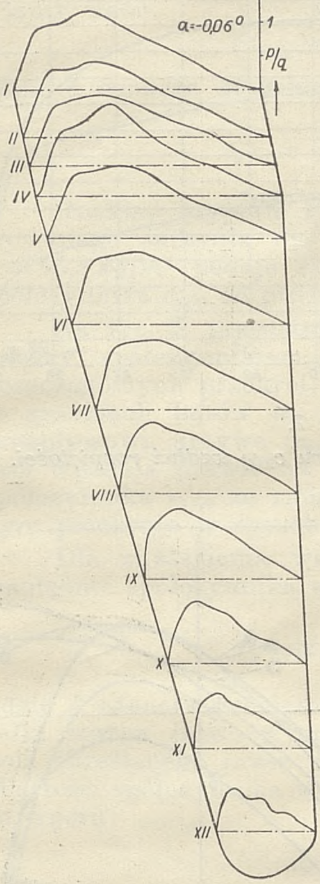
[1]) Z. Fuchs, Pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni przy pomocy sondy ciśnień statycznych, *Czas. Lotn.* 1933. Nr. 1, str. 3—5.

Tabl. III. Rozkład ciśnień wyrażony przez $\frac{p}{q}$.

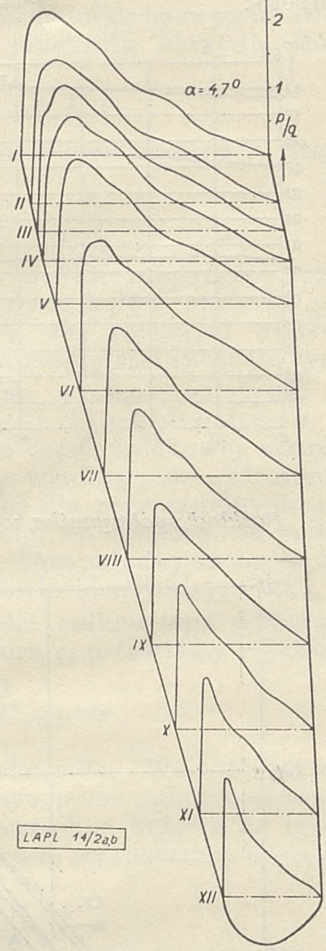
Przekrój	I				II				III				IV			
Kąt natarcia	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°
p/q w punkcie pomiarowym																
1	0,165	0,122	0,072	−0,078	0,211	0,178	0,102	−0,062	0,221	0,181	0,108	−0,057	0,229	0,179	0,107	−0,049
2	0,140	0.158	0,128	0,101	0,151	0,169	0,137	0.094	0,149	0,169	0,135	0,092	0,153	0,169	0.137	0,089
3	0.114	0,185	0,185	0,192	0,110	0,187	0,185	0.190	0.112	0,187	0,179	0,179	0,114	0,189	0,179	0,164
4	0,105	0.201	0,217	0,258	0,098	0,201	0,215	0,254	0,098	0,201	0,213	0,249	0,094	0,203	0,222	0,246
5	0,080	0,208	0,251	0,317	0,080	0,201	0,249	0.311	0,078	0,197	0,250	0.306	0,078	0,196	0,256	0,299
6	0	0,215	0,301	0,398	−0,007	0.205	0.301	0,388	0	0,203	0,294	0.384	0.005	0,281	0,301	0,377
7	−0.030	0,210	0,343	0,473	−0,087	0,208	0,346	0,472	−0.098	0,203	0,338	0,464	−0.089	0.197	0,326	0.450
8	−0,158	0,261	0,496	0,674	−0.183	0.260	0,484	0,655	−0,189	0,269	0.480	0,648	−0,155	0,274	0,475	0,637
9	−0,094	0,477	0.674	0,895	−0,082	0,475	0.717	0.870	−0.066	0,477	0,724	0,856	−0,058	0,456	0.703	0,838
10	0.165	0,883	0,945	0,959	0,208	0,795	0.928	0,963	0,177	0,826	0,945	0.961	0.141	0,812	0.950	0,956
11	0,082	0,551	−0,211	−0,776	0.872	0,545	−0.178	−0,826	0,895	0,564	−0,233	−1,043	0.868	0,609	−0,190	−0,858
12	−0,026	−0.886	−1,707	−2,454	−0,064	−0,855	−1,851	−2,485	−0.105	−0.856	−1,808	−2,492	0,050	−0.792	−1,796	−2,335
13	−0,596	−1,539	−2,264	−2,906	−0,577	−1,502	−2,255	−2,860	−0,580	−1.413	−2.293	−2,796	−0,516	−1,386	−2,328	−2,689
14	−1,066	−1,874	−2,421	−2,422	−1,102	−1,865	−2,402	−2,380	−1,099	−1,890	−2,440	−2,378	−1,061	−1,855	−2,520	−2.490
15	−1.080	−1,653	−2,050	−2,374	−1,087	−1.670	−2,005	−2,360	−1.102	−1,662	−2,002	−2,344	−1,104	−1,685	−2,070	−2,439
16	−1,174	−1,369	−1,769	−1,614	−1.134	−1,375	−1,761	−1,568	−1,050	1,383	−1,794	−1,523	−1,361	−1,400	−1,805	−1,565
17	—	—	—	—	−0,845	−0,807	−0,935	−0,932	−0,815	−0,835	−0,957	−0,926	−0,829	−0,863	−0,972	−0,913
18	—	—	—	—	−0,516	−0,603	−0,612	−0.515	−0,523	−0,594	−0,605	−0,488	−0,489	−0,580	−0,586	−0,468
19	—	—	—	—	−0,309	−0,301	−0.253	−0,195	−0.309	−0,286	−0,228	−0,164	−0,281	−0,292	−0,229	−0,148
20	—	—	—	—	0,032	0,028	0,028	−0,066	0,034	0,039	0,034	−0,062	0,039	0,048	0,041	−0,066
21	—	—	—	—	0,190	0,146	0,107	−0,037	0,201	0,149	0,084	−0,044	0,199	0,148	0,078	−0,043

Przekrój	V				VI				VII				VIII			
Kąt natarcia	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°
p/q w punkcie pomiarowym																
1	0,229	0,181	0,107	−0,041	0,217	0,172	0,084	−0,067	0,274	0,151	0,071	−0,153	0,187	0,129	0,073	−0,466
2	0.151	0,165	0,137	0,078	0,139	0,158	0,129	0,058	0.142	0,151	0,128	0,005	0,144	0.148	0,124	−0,100
3	0.114	0.188	0.178	0,156	0,188	0,188	0,176	0,160	0,116	0,187	0,178	0,128	0,116	0.185	0,178	0,073
4	0.087	0.208	0.222	0.237	0.092	0,208	0,221	0,228	0,094	0,203	0,225	0,219	0,074	0,188	0,215	0,178
5	0,066	0.201	0,262	0,302	0,091	0,212	0,281	0.217	0,094	0,217	0,288	0,311	0,080	0,210	0,281	0,268
6	0,005	0,222	0,303	0,386	0.011	0,240	0,331	0,389	0.018	0,247	0,343	0.411	0,003	0,247	0,343	0,381
7	−0,078	0,203	0,345	0,459	−0,078	0,219	0,370	0,466	−0,049	0,245	0,395	0,495	−0,060	0,229	0,398	0,466
8	−0,158	0,262	0.489	0,648	−0,139	0,303	0,505	0,680	−0,144	0,325	0,539	0,690	−0,123	0,380	0,585	0,683
9	−0,071	0,432	0,726	0,845	−0,028	0,519	0,733	0,881	−0,043	0,530	0,785	0,893	0,007	0,607	0,826	0,888
10	0,292	0,872	0,966	0,922	0,219	0,982	0,975	0,920	0,306	0,897	0,974	0,927	0,478	0,902	1,027	0,943
11	0,881	0.496	0,359	−1,057	0,879	0,562	−0,432	−1,032	0,858	0,482	−0,461	−0,917	0,876	0,455	0,076	−0,899
12	0,073	−0,822	−1,790	−2,387	0.003	−1,030	−1,938	−2,440	0.018	−1.048	−1,883	−0,237	−0,093	−1,059	−1,945	−2,068
13	−0,534	−1.572	−2,255	−2,876	−0,582	−1,645	−2,293	−2,919	−0,712	−1,675	−2,360	−2,880	−0.712	−1,621	−2,290	−2,428
14	−1,095	−1.890	−2.382	−2,424	−1,103	−1,935	−2,353	−2,467	−1,087	−1,823	−2,542	−2,445	−1,075	−1,758	−2,376	−2,164
15	−1,087	−1,660	−2,093	−2,373	−1,095	−1,618	−2,070	−2,454	−1,055	−1,543	−2,057	−2.438	−1.103	−1,507	−2,057	−2.262
16	−1.066	−1.394	−1,760	−1,607	−1.048	−1,356	−1,725	−1.518	−1.000	−1.338	−1,625	−1,404	−0.920	−1,292	−1,619	−1,189
17	−0,868	−0,845	−0,998	−0,924	−0,779	−0,872	−0,997	−0,934	−0,769	−0,851	−1,006	−0,936	−0,738	−0,879	−0,995	−0,847
18	−0,509	−0,596	−0,614	−0,511	−0,491	−0,593	−0,619	−0,550	−0,498	−0,614	−0,655	−0,571	−0,504	−0,598	−0,632	−0,648
19	−0,258	−0,285	−0,247	−0,171	−0,277	−0,327	−0,262	−0,208	−0,281	−0,317	−0,276	−0,276	−0,267	−0,297	−0,263	−0,496
20	0,016	0,023	0,021	−0,046	−0,011	−0,018	0,005	−0,064	−0,037	−0,016	−0,021	−0,112	−0,035	−0,026	−0,057	−0,429
21	0,185	0,148	0,085	−0,028	0,174	−0,148	0,069	−0,035	0,164	0,129	−0,048	−0,062	0,149	0,108	0,043	−0,398

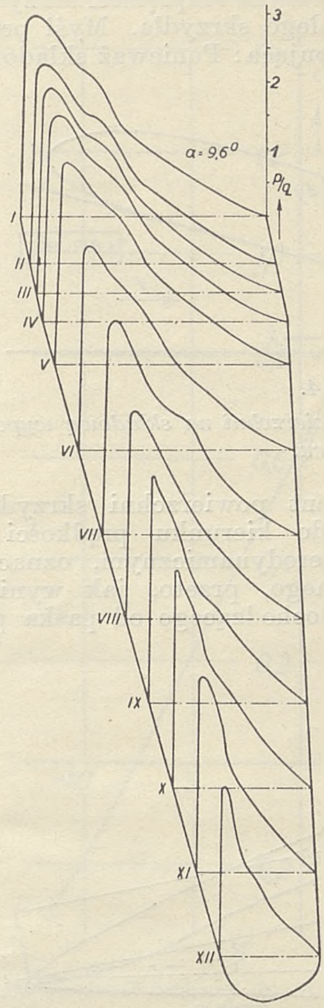
Przekrój	IX				X				XI				XII			
Kąt natarcia	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°	−0,064°	4,76°	9,64°	14,65°
p/q w punkcie pomiarowym																
1	0,155	0.117	0,076	−0,466	0,153	0,113	0,046	−0,472	−0.117	0.085	0,010	−0,438	0,091	0,039	−0,016	−0,226
2	0,103	0,128	0,129	−0,151	0,107	0,128	0,096	−0.185	0,089	0,087	0,057	−0,165	0.041	0,028	0.034	−0,115
3	0,101	0.140	0.176	0,039	0,085	0,142	0,137	−0,008	0,064	0,121	0,011	−0,012	0.026	0.028	0,014	−0,023
4	0,064	0,151	0.219	0,158	0,062	0,153	0,226	0,094	0,051	0,129	0,206	0.091	0,012	0,389	0,078	−0,037
5	0,071	0,222	0,292	0,253	0,041	0,205	0,290	0,194	0.043	0,192	0,268	0.188	−0,019	0,071	0,156	0.142
6	0,016	0,245	0,359	0,349	0,025	0,274	0,359	0.294	0,005	0,217	0,343	0,283	−0,032	0,128	0,228	0,206
7	−0.044	0,270	0,418	0,420	−0,018	0,281	0,438	0,370	−0,046	0,259	0,409	0,365	−0,087	0,185	0,316	0,324
8	−0,071	0,404	0,644	0,637	−0,080	0,413	0,632	0,558	−0,021	0,473	0,655	0,594	−0,021	0,466	0,617	0,603
9	—	0,605	0,843	0,826	0,091	0,671	0,851	0.724	0.155	0,674	0,883	0,765	0,160	0,621	0,840	0,779
10	0,425	0,879	1,019	0,936	0,301	0,979	0,963	0,924	0,391	0,879	0,957	0,913	0.446	0,872	0.915	0,863
11	0.900	0,285	−1,290	−0,313	0,890	−0,429	−0,673	−0,058	0.872	0,434	−0,510	−0,071	0.934	0.744	0.057	0,176
12	−0,210	−1,189	−2,371	−1,270	−0,028	−1,143	−2,278	−0,811	−0,129	−1,034	−1,692	−0,858	−0.011	−0,803	−1,491	−1,319
13	−0.578	−1,488	−2,294	−1,354	−0,484	−1,456	−2,152	−0.715	−0.541	−1.333	−2,022	−0,822	−0,306	−1,087	−1,691	−1,322
14	−0,938	−1,614	−2,330	−1,052	−0,852	−1,492	−2,228	−0,973	−0,741	−1,361	−2,139	−1,237	−0.552	−1,035	−1,701	−1,530
15	−0,966	−1,399	−1,983	−1,116	−0,924	−1,340	−1,894	−0,776	−0,850	−1,139	−1,676	−1.019	−0,772	−0,881	−1,238	−1,292
16	−0.893	−1,194	−1,383	−0,760	−0,792	−1,089	−1,333	−0,731	−0,669	−1,060	−1,199	−0,948	−0,503	−0,724	−1,005	−1,149
17	−0,697	−0,883	−1,057	−0,644	−0,648	−0,890	−1,027	−0,669	−0,534	−0,785	−0,913	−0,845	−0,503	−0,590	−0,783	−0,947
18	−0,548	−0,578	−0,649	−0,619	−0,511	−0,514	−0,625	−0,662	−0,411	−0,486	−0,541	−0,844	−0,274	−0,404	−0,516	−0,803
19	−0,240	−0,320	0,306	−0,608	−0,235	−0,297	−0,309	−0,649	−0,238	−0,274	−0,306	−0,838	−0,213	−0,240	−0,352	−0,632
20	−0,032	−0,051	−0,066	−0,571	−0,071	−0,094	−0,090	−0,607	−0,060	−0,096	−0,106	−0,774	−0,056	−0,124	−0,161	−0,466
21	0,138	0,101	0,023	−0,536	0,099	0,099	0,084	−0,534	−0,064	0,064	−0,003	−0,701	−0,060	0,037	−0,048	−0,299



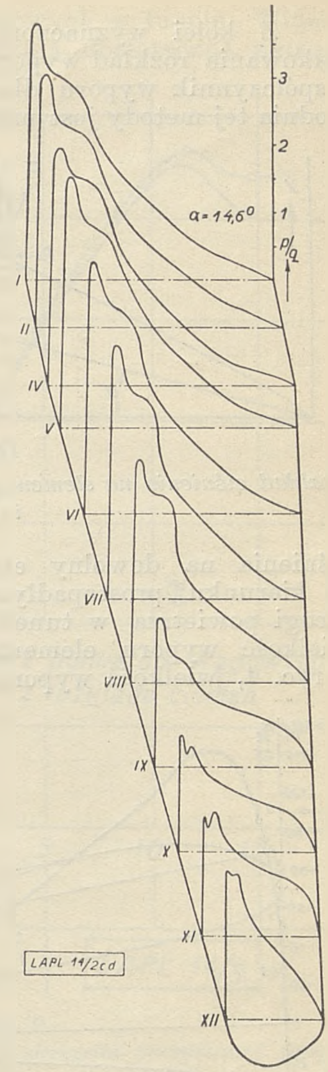
Ryc. 2 a.



Ryc. 2 b.

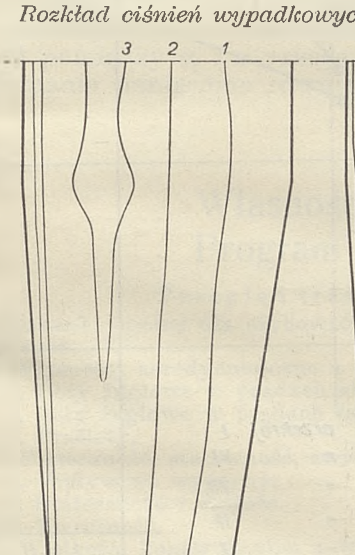


Ryc. 2 c.

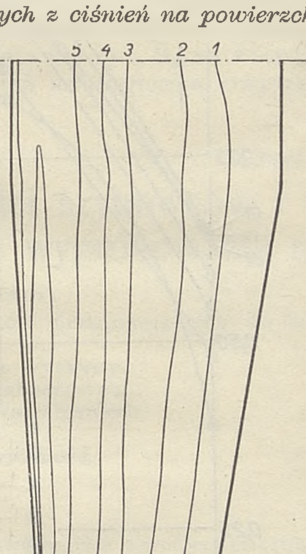


Ryc. 2 d.

Rozkład ciśnień wypadkowych z ciśnień na powierzchnię górną i dolną przedstawiony przez stosunek p/q.



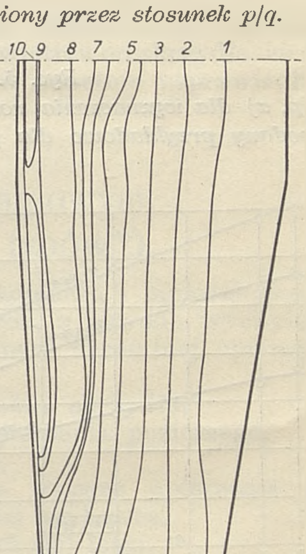
Ryc. 3 a.



Ryc. 3 b.



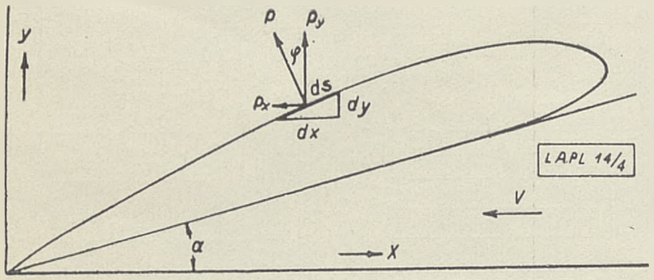
Ryc. 3 c.



Ryc. 3 d.

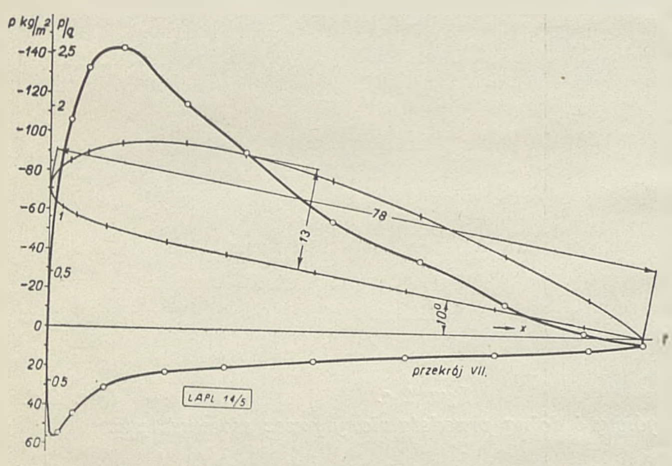
Linje równych ciśnień wypadkowych.

Z kolei wyznaczono przy pomocy graficznego całkowania rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła i spółczynnik wyporu dla całego skrzydła. Myśl przewodnia tej metody jest następująca: Ponieważ składowa

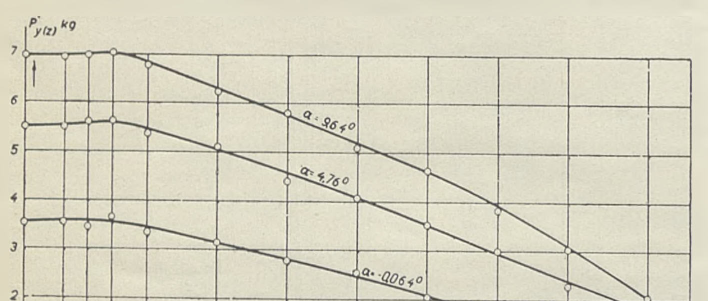


Ryc. 4.
Rozkład ciśnienia na element powierzchni na składową wyporu i oporu.

ciśnienia na dowolny element powierzchni skrzydła, w kierunku prostopadłym do kierunku prędkości v strugi powietrza w tunelu aerodynamicznym, oznacza wielkość wyporu elementarnego, przeto, jak wynika z ryc. 4, wielkość wyporu, pochodzącego od paska po-



Ryc. 5.
Wykres (p, x) dla wyznaczenia rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości podany przykładowo dla jednego przekroju skrzydła.



Ryc. 6.
Rozkład wyporu odniesionego do jednostki rozpiętości i każdorazowej głębokości profilu dla $q = 56{,}3\ kg/m^2$ i różnych kątów natarcia.

wierzchni skrzydła o szerokości równej jednostce długości i obejmującego dokoła profil skrzydła, wynosi przy założeniu jednostajnego rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła prostokątnego:

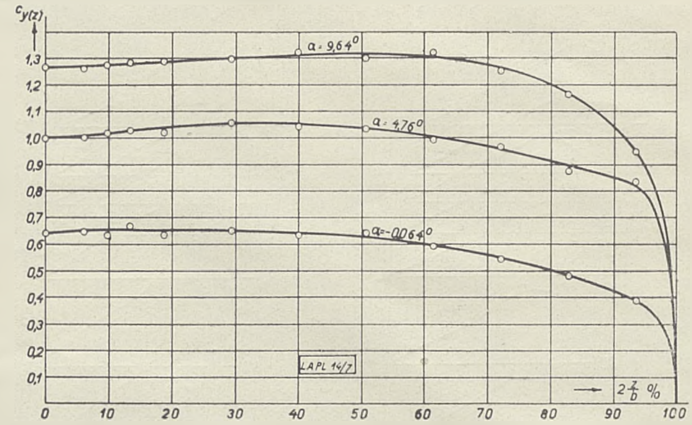
$$P'_y = \int p \, . \, ds \, . \, 1 \, . \cos \varphi \, ,$$

gdzie ds oznacza element łuku profilu, zaś φ kąt nachylenia ciśnienia względem prostopadłej do kierunku v; całkowanie odbywa się przytem wzdłuż obwodu profilu. Ponieważ

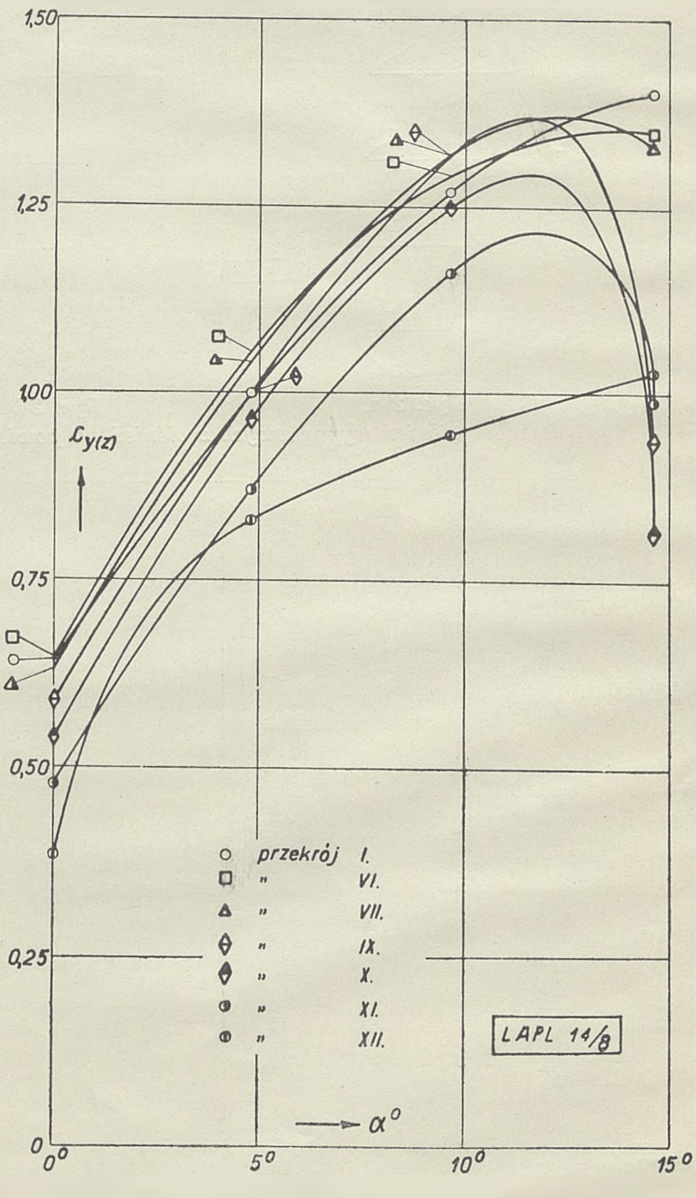
$$ds \, . \cos \varphi = dx \, ,$$

przeto:

$$P'_y = \int p \, . \, dx \, .$$



Ryc. 7.
Rozkład spółczynnika wyporu $c_{y(z)}$ wzdłuż rozpiętości.



Ryc. 8.
Zależność pomiędzy spółczynnikiem wyporu $c_{y(z)}$ i kątem natarcia α dla poszczególnych przekroi.

Jeśli zatem w prostokątnym układzie spółrzędnych wyznaczymy krzywą, której odcięte są rzutami punktów profilu ustawionego względem osi x-ów pod kątem

natarcia α, zaś rzędne przedstawiają wielkości ciśnień całkowitych p w odnośnym punkcie profilu (ryc. 5), to pole A, objęte tą krzywą, wyznaczone planimetrem, wyznaczy nam wielkość P'_y.

Celem wyznaczenia spółczynnika bezwymiarowego wyporu $c_{y(z)}$ w dowolnym przekroju skrzydła, ustawiamy wzór:

$$P'_{y(z)} = c_{y(z)} \cdot q \cdot t_z \cdot 1,$$

gdzie t_z oznacza głębokość profilu w miejscu z. Stąd

$$c_{y(z)} = \frac{P'_{y(z)}}{q \cdot t_z} = \frac{A_z}{q \cdot t_z}.$$

Rozkład wyporu $P'_{y(z)}$ wzdłuż rozpiętości rozpatrywanego skrzydła dla różnych kątów natarcia przy $q = 56{,}3\, kg/m^2$ podaje ryc. 6, zaś zależność wielkości spółczynnika $c_{y(z)}$ od procentu rozpiętości skrzydła ryc. 7.

Na ryc. 8 przedstawiono wreszcie zależność pomiędzy spółczynnikiem $c_{y(z)}$ i kątem natarcia α dla poszczególnych przekroi. Dla części środkowej skrzydła w granicach kątów α, odpowiadających „zdrowemu“ przepływowi, krzywe $(c_{y(z)}, \alpha)$ dla poszczególnych przekroi wpadają prawie na siebie, co oznacza, że zmiana spółczynnika $c_{y(z)}$ ze zmianą kąta α odbywa się w każdym przekroju w sposób prawie identyczny.

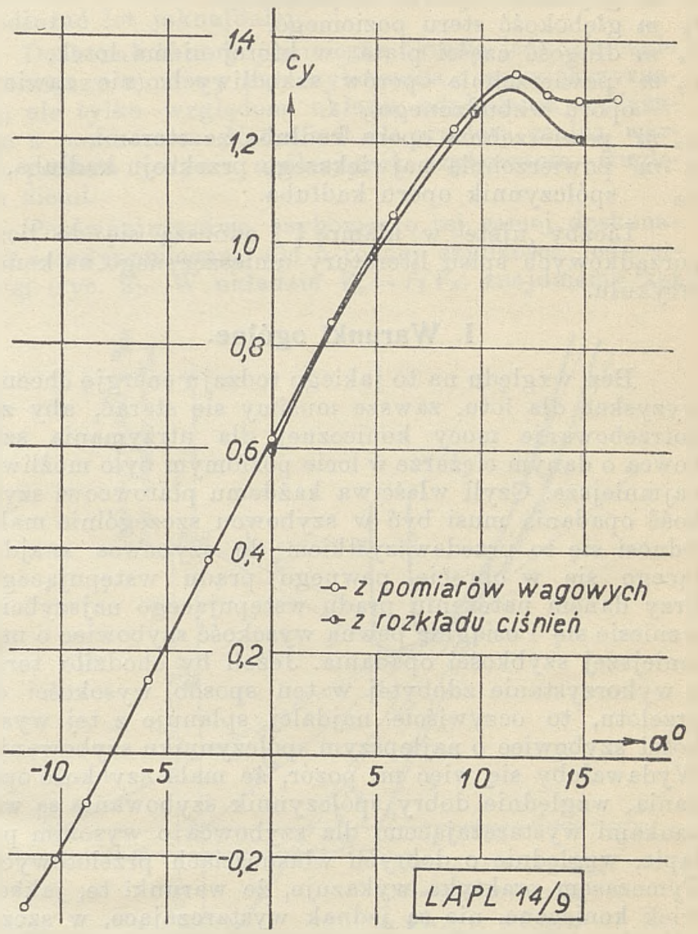
Dla znalezienia wartości całkowitego wyporu P_y względnie spółczynnika wyporu c_y ustawiamy zależność:

$$P_y = 2 \cdot \int_0^{b/2} P'_{y(z)} \cdot dz,$$

gdzie b oznacza rozpiętość skrzydła. Wartość podanej całki można łatwo wyznaczyć przez splanimetrowanie pola określonego przez poszczególne krzywe na ryc. 6. Wartości spółczynnika wyporu c_y wyznaczamy następnie ze wzoru:

$$c_y = \frac{P_y}{F \cdot q},$$

gdzie F oznacza powierzchnię rzutu skrzydła na płaszczyznę prostopadłą do płaszczyzny symetrji skrzydła. Zależność pomiędzy c_y i α przedstawia ryc. 9, na której dla porównania naniesiono również analogiczną krzywą otrzymaną z pomiarów wagowych w tunelu. Widoczne jest, że obie krzywe wykazują dostateczną zgodność,



Ryc. 9.
Porównanie krzywej (c_y, α) dla skrzydła otrzymanej przy pomocy wagi aerodynamicznej i sondy ciśnień statycznych.

pominąwszy oczywiście rozbieżność, występującą po oderwaniu się strugi powietrza od skrzydła, co ze względu na metodę pomiaru jest zupełnie usprawiedliwione.

Adam Nowotny.

Własności szybowców i wyczyny w locie żaglowym. Program wypróbowania szybowców różnych typów*).

Przegląd treści:

Niektóre oznaczenia stosowane w tekście.

c_{mF}, c_{mH}, c_{mG} spółczynniki momentu skrzydła, opierzenia poziomego i momentu wypadkowego, względem środka ciężkości szybowca,

c_{mr}, M_r spółczynnik momentu i moment względem osi podłużnej szybowca, z powodu wychylenia lotek,

c_{nH} spółczynnik składowej normalnej opierzenia poziomego,

F m^2 powierzchnia nośna skrzydła,

F_H m^2 powierzchnia opierzenia poziomego,

t m głębokość płata,

l_H m odległość środka wyporu opierzenia poziomego od środka ciężkości szybowca,

t_Q m głębokość (szerokość) lotki,

t_Z m głębokość końców płata.

t_W m głębokość w środku płata,

α kąt natarcia płata wzgl. linji zerowego wyporu,

α_H kąt natarcia opierzenia poziomego,

α_Q skuteczny kąt natarcia płata przy wychyleniu lotki,

β_H kąt wychylenia steru poziomego,

β_Q kąt wychylenia lotek,

$\varkappa$ spółczynnik uwzględniający odgięcie strug powietrza za skrzydłem,

σ kąt zaklinowania statecznika,

*) Praca ta jest rozwinięciem i uzasadnieniem wniosku o programie budowy i wypróbowania szybowców, który to wniosek przedstawiony był przez Instytut Techniki Szybownictwa na Zebraniu Polskiego Komitetu Szybowcowego w styczniu 1933 r.

Instytut Techniki Szybownictwa prosi wszystkich zawodowców z dziedziny szybownictwa o dyskusję nad tym tematem i nadsyłanie uwag do Redakcji *Czasopisma Lotniczego*.

τ spółczynnik zależny od podziału opierzenia poziomego,
t_H m głębokość opierzenia poziomego,
t_R m głębokość steru poziomego,
b_w m długość części płata, w której niema lotek,
f_{sz} m^2 powierzchnia oporów szkodliwych (nie zawiera oporu wzbudzonego),
f_{kx} m^2 powierzchnia oporu kadłuba ze sterami,
f_k m^2 powierzchnia największego przekroju kadłuba,
c_{xk} spółczynnik oporu kadłuba.

Liczby ujęte w klamrę [ ] odnoszą się do liczb porządkowych spisu literatury umieszczonego na końcu artykułu.

I. Warunki ogólne.

Bez względu na to jakiego rodzaju energję chcemy wyzyskać dla lotu, zawsze musimy się starać, aby zapotrzebowanie mocy koniecznej dla utrzymania szybowca o danym ciężarze w locie poziomym było możliwie najmniejsze. Czyli właściwa każdemu płatowcowi szybkość opadania musi być w szybowcu szczególnie małą. Odnosi się to przedewszystkiem do szybowca znajdującego się w obrębie pewnego prądu wstępującego. Przy danem natężeniu prądu wstępującego najszybciej wzniesie się i osiągnie pewną wysokość szybowiec o najmniejszej szybkości opadania. Jeżeli by chodziło teraz o wykorzystanie zdobytej w ten sposób wysokości do przelotu, to oczywiście najdalej splanuje z tej wysokości szybowiec o najlepszym spółczynniku szybowania. Wydawałoby się więc na pozór, że mała szybkość opadania, względnie dobry spółczynnik szybowania są warunkami wystarczającemi dla szybowca o wysokim pułapie, względnie o dobrych własnościach przelotowych. Tymczasem praktyka wykazuje, że warunki te, jakkolwiek konieczne, nie są jednak wystarczające, w szczególności jeśli chodzi o szybowiec przelotowy. Prądy wstępujące terenowe, umiejscowione wprawdzie w przestrzeni zmieniają swoje natężenie zależnie od pochyłości stoku i szybkości wiatru; prądy wstępujące pochodzenia termicznego, prądy wstępujące atmosfery „wolnej“ zmieniają się szybko w czasie i w przestrzeni. Do warunków określających więc pułap w umiejscowionym strumieniu wstępującego powietrza i zasięg w powietrzu spokojnem, dochodzi jeszcze w praktyce lotów żaglowych szybkość po torze i użyteczna rozpiętość szybkości. Znaczenie tych czynników czysto nawigacyjnych jest jeszcze ciągle niedoceniane.

II. Własności aerodynamiczne a wyczyny.

Z warunku równowagi sił działających na szybowiec w locie wynika, że szybkość opadania:

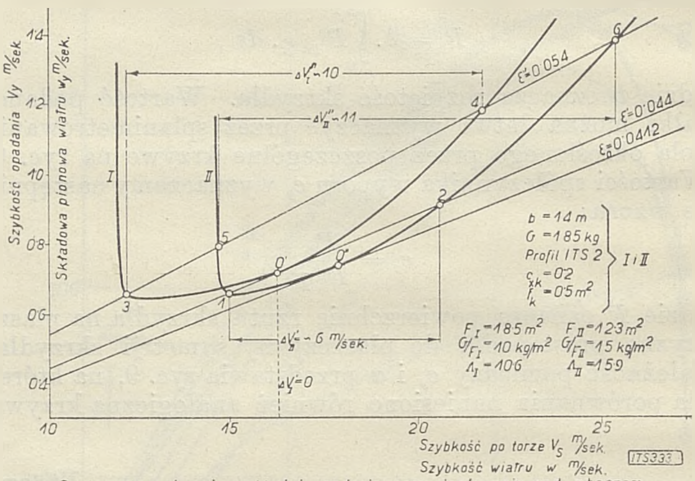
$$V_y = 4\,\frac{c_x}{c_y^{1,5}}\sqrt{G/F}.$$

Szybkość opadania można więc zmniejszyć albo przez zmniejszenie obciążenia powierzchni nośnej G/F, albo przez zwiększenie doskonałości aerodynamicznej $\frac{c_y}{c_x}$. Obydwa sposoby stosuje się w budowie szybowców. Początkowo, nie zmieniając doskonałości aerodynamicznej ówczesnych płatowców, starano się zmniejszyć do minimum obciążenie powierzchni nośnej. Zasługuje tu na uwagę szybowiec dwuplat Fokker'a z 1922 r., który posiadał obciążenie 4,6 kg/m^2 powierzchni nośnej. Jest to jednak błąd zasadniczy, pokutujący do dziś jeszcze w budowie szybowców. Nawigacyjne bowiem względy, uwarunkowane metodyką lotów żaglowych, nie pozwalają zmniejszać zbytnio obciążenia powierzchni nośnej, gdyż od niego zależy szybkość własna szybowca. W większości zaś wypadków ma ona m. i. wcale niepośledni wpływ na zdolności żaglowe szybowca i wyczyny.

1. Loty żaglowe w prądach zboczowych.

Okazało się w praktyce, że w prądach wiatru wstępującego nad stokiem górskim szybowce, bardzo lekkie w stosunku do powierzchni nośnej, znacznie gorzej żaglują przy silnym wietrze aniżeli szybowce ciężkie. Naodwrót dzieje się przy bardzo słabych wiatrach.

Chcąc na „lekkim“ [1]) szybowcu utrzymać się przy silnym wietrze przed stokiem górskim przy żaglowaniu wzdłuż zbocza, trzeba, silnie „dusząc“, lecieć na znacznie mniejszym kącie natarcia niżby to odpowiadało najmniejszej szybkości opadania, a więc bardzo nieokonomicznie. Przy takiem sztucznem zwiększeniu szybkości po torze, zwiększa się również szykkość opadania. Ryc. 1 przedstawia tę zależność dla dwóch szybowców: Szybowiec I, lekki, o obciążeniu 10 kg/m^2, oraz szybowiec II, ciężki, o obciążeniu 15 kg/m^2. Przyjęto przytem dla obu szybowców: tę samą rozpiętość płata, zatem zgodnie z p. 1 rozdz. V. nin. pracy, również ten sam ciężar, ten sam opór szkodliwy części nienośnych (ten sam kadłub i opierzenie), a zmieniono jedynie wielkość powierzchni nośnej. W związku z tem szybowiec II posiada większe wydłużenie, przez co ostatecznie obydwa szybowce posiadają to samo minimum szybkości opadania. Porównywamy więc dwa szybowce o tej samej szybkości opadania, ale o różnej szybkości jednostkowej [2]).



Szybowce o równej szybkości opadania przy żaglowaniu nad zboczem.

Ryc. 1.

Pomiary aerologiczne [1] wykazują, że po stronie nawietrznej, w pobliżu stoku, wiatr ma w przybliżeniu zawsze kierunek równoległy do powierzchni stoku (za wyjątkiem wypadku chwiejnej równowagi atmosfery, kiedy występują silniejsze prądy termiczne). Jeśli więc przyjmiemy, że składowa pionowa w_y wiatru w pobliżu stoku jest proporcjonalna do szybkości w wiatru czyli, że dla danego stoku $w_y/w = \text{const} = \varepsilon$, wówczas prosta $w_y = \varepsilon . w$, odcina na odpowiednich krzywych $V_y = f(V_S)$ odcinki, w obrębie których zachodzi conajmniej równo-

[1]) W dalszym ciągu będę używał skrótów: Szybowiec lekki i szybowiec ciężki, zamiast szybowiec o małym i dużym obciążeniu powierzchni nośnej. „Lekki“ i „ciężki“ nie należy więc rozumieć dosłownie, ale w stosunku do powierzchni nośnej.

[2]) Przyjęty ogólnie skrót: Szybowiec o szybkości opadania x m/sek, znaczy ściśle: Szybowiec, którego szybkość opadania najmniejsza możliwa wynosi x m/sek.

Szybkość jednostkowa $V_1 = 4\sqrt{G/F}$ (Everling, Einheitsgeschwindigkeit) t. j. szybkość przy kącie natarcia odpowiadającym $c_y = 1$. Ponieważ lot normalny (przy najmniejszym spółczynniku szybowania i przy najmniejszej szybkości opadania) przy używanych obecnie profilach leży zwykle w pobliżu $c_y = 1$, przeto jest to stan lotu, na który szybowiec winien być wyważony przy luźno puszczonym sterze; zatem szybkość jednostkowa przedstawia niejako „naturalną“ szybkość po torze szybowca, uzyskaną bez specjalnego „duszenia“.

waga między składową pionową w_y wiatru a szybkością opadania V_y szybowca (ryc. 1). Zauważymy, że szybowiec ciężki *II.* może żaglować nad zboczem o mniejszym spadku aniżeli szybowiec lekki *I.* Różnice te są małe, ale podczas gdy przy nachyleniu stoku $\varepsilon' = 0{,}44$ szybowiec *I* może się zaledwie utrzymać i to tylko przy szybkości wiatru $w \backsim 16$ *m/sek*, szybowiec ciężki *II* nad tem samem zboczem żagluje swobodnie w zakresie szybkości wiatrów od *15* do *20,5 m/sek.* Pomimo, że szybowce mają tę samą minimalną szybkość opadania, „użyteczna rozpiętość szybkości“ szybowca ciężkiego jest znacznie większa.

W ogólności styczna z początku układu do krzywej $V_y = f(V_s)$ wyznacza pewne minimum nachylenia stoku $\varepsilon = (w_y : w)_{min} = (V_y : V_s)_{min}$, oraz pewną szybkość $V_e = w_1$ wiatru, przy której jeszcze lot żaglowy w prądzie wstępującym zboczowym jest możliwy. Z d o l n o ś ć ż a g l o w ą s z y b o w c a w p r ą d a c h w s t ę p u j ą c y c h s p o w o d o w a n y c h s t o k i e m g ó r s k i m o k r e ś l a w i ę c z u p e ł n i e j e d n o z n a c z n i e s t o s u n e k $(V_y : V_s)_{min}$, c z y l i m i n i m u m s p ó ł c z y n n i k a s z y b o w a n i a, o r a z s z y b k o ś ć V_e s z y b o w c a p r z y n a l e ż n a d o t e g o m i n i m u m, a n i e s a m a t y l k o s z y b k o ś ć o p a d a n i a.

W miarę jak rośnie ε, różnice między szybowcem lekkim a ciężkim, jak widać z ryc. 1, zanikają. (Np. dla $\varepsilon'' = 0{,}054$, $\Delta V_{II}'' = 11$ *m/sek*, $\Delta V_I'' = 10$ *m/sek*). Jako „tereny szybowcowe“ wchodzą w rachubę stoki o większym spadku, stąd więc wniosek, że w obrębie strefy wpływu „dobrego szybowiska“ szybowce lekkie o małej doskonałości aerodynamicznej zupełnie wystarczają.

W rzeczywistości, składowa pionowa wiatru w pobliżu stoku zależną jest jeszcze od wielu innych czynników terenowych i meteorologicznych; nie zmniejsza to jednak ważności naszych rozważań. Bez względu bowiem na meteorologiczne pochodzenie prądów wstępujących, wynika stąd ogólny wniosek, że tam gdzie mamy do czynienia z dużem ε, a więc z silnemi prądami wstępującemi, względnie gdzie nie wymagamy dużej szybkości własnej, na miejscu będzie szybowiec „lekki“, aerodynamicznie niekoniecznie doskonały. Natomiast tam, gdzie mamy do dyspozycji małe składowe pionowe prądu wstępującego w stosunku do żądanej szybkości własnej, korzystniejszym będzie szybowiec o dużej doskonałości.

2. L o t y ż a g l o w e w p r ą d a c h t e r m i c z n y c h.

Jeżeliby chodziło jedynie o wykorzystanie pewnego komina wstępującego powietrza n. p. pod cumulusem, lub większego obszaru unoszącego się w górę powietrza, jakie napotykane są w lecie w godzinach popołudniowych, to oczywiście miarodajną jest s a m a t y l k o s z y b k o ś ć o p a d a n i a. Duża szybkość własna może być wtedy nawet niepożądaną ze względu na trudność utrzymania się w obrębie prądu wstępującego. Najwyższy pułap osiągnie w tym prądzie wstępującym taki szybowiec, który obok małej szybkości opadania będzie posiadał równocześnie zdolność jaknajdłuższego zatrzymania się w obrębie prądu wstępującego, czy to dzięki małej szybkości własnej, czy też dzięki własnościom zezwalającym na krążenie bez znacznego pogorszenia szybkości opadania.

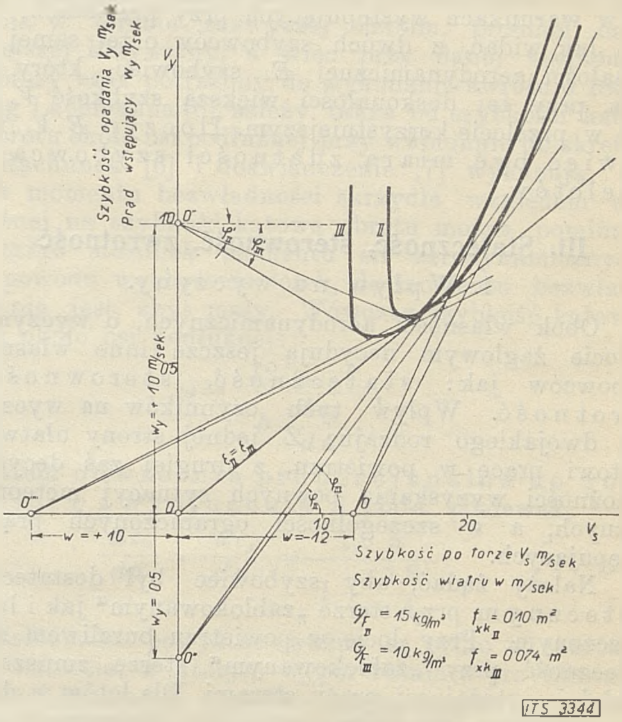
3. P r z e l o t y.

Jeżeli chodzi o wykorzystanie zdobytej w ten sposób wysokości do przelotu, to w powietrzu spokojnem najdalej zaleci szybowiec o największej doskonałości. Jednak nigdy nie mamy do czynienia z powietrzem spokojnem.

Przedostając się z jednego obszaru prądów wstępujących do drugiego, liczyć się trzeba z przelotem w prądach opadających, a także i pod wiatr. Szybowiec przelotowy musi także być przygotowany do lotów nad zboczem, aby przy kombinacji przelotów z jednego komina do drugiego i lotu wzdłuż zboczy, przedłużać lot jaknajdalej.

Doskonałość aerodynamiczna określa jednoznacznie najmniejszy możliwy kąt szybowania i największy zasięg, ale tylko względem układu odniesienia związanego z powietrzem. Natomiast dla przelotu realną wartość posiada jedynie spółczynnik szybowania względem ziemi.

Porównajmy dwa szybowce o tej samej doskonałości aerodynamicznej, ale o różnej szybkości jednostkowej (ryc. 2). W układzie $V_y = f(V_S)$ znajdziemy kąt



Szybowce o tej samej doskonałości w przelocie.

Ryc. 2.

szybowania względem ziemi dla lotów w powietrzu ruchomem, przeprowadzając styczne do krzywych II i III z odpowiednio przesuniętego początku układu: przy wietrze przeciwnym z przesuniętego o *w m/sek* w prawo, z wiatrem — w lewo; w prądzie opadającym z przesuniętego o w_y *m/sek* w dół, przy wznoszącym w górę. Jak widać, kąt szybowania względem ziemi pogarsza się w ogólności z wiatrem przeciwnym i w prądzie opadającym, a polepsza się z wiatrem tylnym i w prądzie wznoszącym. Ta zmiana spółczynnika szybowania jest jednak różna dla szybowców o różnej szybkości jednostkowej, chociaż o tej samej doskonałości aerodynamicznej. Przy locie pod wiatr i w prądzie opadającym korzystniej zachowuje się szybowiec ciężki. Z wiatrem tylnym i w prądzie wznoszącym lepiej zachowuje się szybowiec lekki. Jak widać z ryc. 2, polepszenie spółczynnika szybowania szybowca lekkiego w stosunku do szybowca ciężkiego w locie z wiatrem tylnym jest znikomo małe. Przy zmianach kierunku lotu w stosunku do kierunku wiatru wiejącego poziomo, szybowiec ciężki jest w sumie korzystniejszym. W sumarycznem działaniu prądów wstępujących i opadających na pierwszy rzut oka szybowiec lekki zdaje się mieć przewagę. Jednakowoż, ponieważ w prądzie wstępującym szybowiec ciężki swój nieco gorszy kąt wznoszenia (toru względem ziemi) może wyrównać przez nieco dłuższe krążenie w tym prądzie, a przelot po linji prostej w prądzie opadającym jest na szybowcu ciężkim korzystniejszy — to ostatecznie lepszym okazuje się szybowiec cięższy.

Należy zwrócić uwagę, że w omawianym przykładzie przyjęliśmy dla szybowca ciężkiego bardzo niekorzystne wykończenie aerodynamiczne. Zwiększyć bowiem obciążenie powierzchni nośnej przy tejsamej rozpiętości, to znaczy zwiększyć wydłużenie, a temsamem i doskonałość aerodynamiczną. Ażeby dla szybowca lekkiego otrzymać tą samą doskonałość musieliśmy przyjąć powierzchnię oporu szkodliwego części nienośnych $f_{zk\,III} = 0{,}074$ t. j. o 26% mniej niż dla szybowca ciężkiego. Przykład powyższy jest więc pod tym względem nierealny. Chodziło tu tylko o stwierdzenie przewagi szybowca ciężkiego wobec szybowca lekkiego o tejsamej nawet doskonałości aerodynamicznej w warunkach występujących przy przelotach.

Jak widać, z dwóch szybowców o tej samej doskonałości aerodynamicznej E, szybowiec, który posiada przy tej doskonałości większą szybkość V_e, będzie w przelocie korzystniejszym. Iloczyn $E.V_e$, może więc być miarą zdatności szybowca do przelotów.

III. Stateczność, sterowność, zwrotność.

1. Wpływ na wyczyny.

Obok własności aerodynamicznych, o wyczynach w locie żaglowym decydują jeszcze inne własności szybowców jak: stateczność, sterowność i zwrotność. Wpływ tych czynników na wyczyny jest dwojakiego rodzaju: Z jednej strony ułatwiają pilotowi pracę w powietrzu, z drugiej zaś decydują o możności wyzyskania pewnych sytuacyj meteorologicznych, a w szczególności ograniczonych prądów wstępujących.

Należy żądać, aby szybowiec był dostatecznie statecznym przy sterze „zablokowanym" jak i luźno puszczonym. Przy locie w powietrzu burzliwem mała stateczność przy „zablokowanym" sterze zmusza do ciągłej i wytężającej pracy sterami. Dla lotów w chmurach pożądana jest nadto dostateczna stateczność przy wolno puszczonych sterach: Ułatwi to znacznie latanie bez horyzontu, w szczególności przy krążeniu. Należy pamiętać, że przecież w chmurach kłębiastych, dzięki wydzielającemu się ciepłu parowania panują prawie że najsilniejsze prądy wstępujące i że cumulusy są najczęstszemi i najobfitszemi źródłami energji dla lotu szybowego. Żeby je móc wogóle wykorzystać w czasie przelotów, szybowiec musi być nadto dostatecznie zwrotnym. Dzisiaj już nie ulega wątpliwości, że na szybowcu statecznym, a przytem zwrotnym, nawet o nienajlepszych własnościach aerodynamicznych, osiągnąć można więcej aniżeli na szybowcu o wyśrubowanych własnościach aerodynamicznych, uzyskanych kosztem stateczności i zwrotności.

Należy się nadto liczyć z psychologją pilota: Gdy szybowiec jest stateczny a przytem posłuszny i zwrotny, czyli określając słowami pilota „przyjemny", to w niejednej krytycznej sytuacji podnosi zaufanie pilota osobiste i do maszyny, a temsamem zwiększa jego sprawność. Wiadomo wprawdzie, że po mniej lub więcej długim treningu można się przyzwyczaić do każdej, nawet bardzo niestatecznej maszyny, ale choćby można było nawet wyeliminować w ten sposób ujemny wpływ małej stateczności na wyczyny, to użyteczność takiego szybowca pozostanie ograniczona, będzie on zawsze dostępny jedynie nielicznym wybranym. Jeżeli chodzi o zwrotność, to tu już nie pomoże nawet najdłuższy trening.

2. Stateczność i czułość.

Jako kryterjum stateczności podłużnej przyjmuje się zwykle warunek:

$$d\,c_{mg}/d\,\alpha > 0,$$

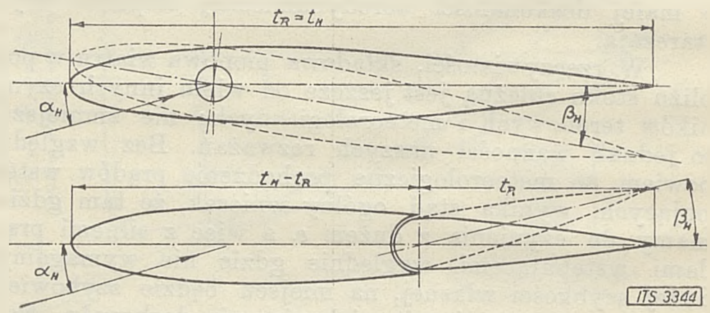
względnie:

$$d\,c_{mg}/d\,c_y > 0,$$

co ze względu na linijną (w zakresie kątów używanych w locie) zależność c_y od α jest jednoznaczne. Wielkość $d\,c_{mg}/d\,\alpha$ jest według Haus'a [2] miarą stateczności statycznej podłużnej. Określa ona wielkość przyrostu wypadkowego momentu sił aerodynamicznych działających na układ: skrzydło — opierzenie poziome, przy zmianie kąta natarcia płata. Przyjęcie znaków jest tego rodzaju, że $d\,c_{mg}/d\,\alpha > 0$, o ile przy zadarciu przodu szybowca do góry (zwiększenie kąta natarcia α), powstaje moment dążący do przywrócenia pierwotnego położenia. Warunek ten, używany zresztą powszechnie przy obliczeniu wielkości opierzenia poziomego, jest jednak warunkiem jedynie koniecznym, ale nie jest wystarczającym. Blenk [3] wykazał, że do wystarczającego warunku stateczności statycznej podłużnej dojść można tylko, rozpatrując równowagę dynamiczną w czasie obrotu płatowca około środka ciężkości. Okazuje się wtedy, że miarą stateczności statycznej podłużnej przy zablokowanym sterze może być stosunek przyrostów: wychyleń steru β_H, do odpowiadających im przyrostów kąta natarcia płata α. Warunkiem stateczności jest znowu: $d\beta_H/d\,\alpha > 0$.

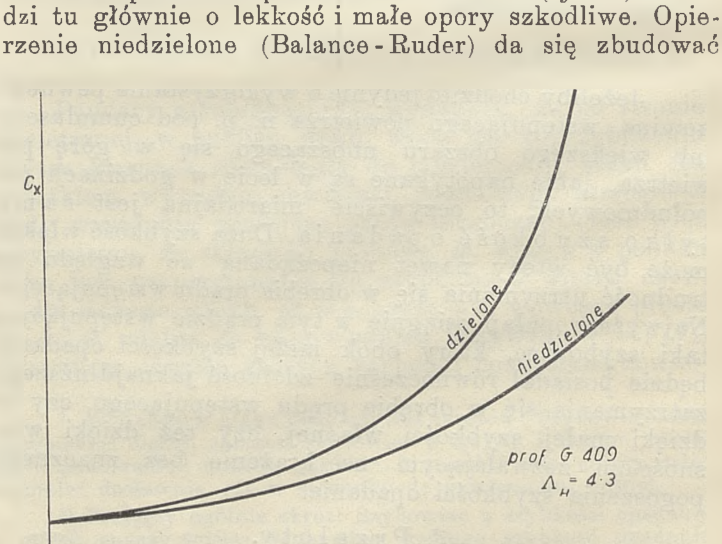
Odwrotność tego stosunku t. j. $d\,\alpha/d\,\beta_H$ jest miarą czułości steru.

Dla stateczności przy luźno puszczonym sterze miarodajny jest natomiast $dP/d\alpha$ t. j. stosunek przyrostu siły, jaką trzeba przyłożyć do drążka sterowego, do wywołanej w ten sposób zmiany kąta natarcia.



Ryc. 3.

W budowie szybowców wyczynowych modne są obecnie opierzenia poziome niedzielone (ryc. 3). Chodzi tu głównie o lekkość i małe opory szkodliwe. Opierzenie niedzielone (Balance-Ruder) da się zbudować



Ryc. 4.

znacznie lżej aniżeli opierzenie dzielone, ze statecznikiem. Również opory szkodliwe przy wychyleniach opierzenia niedzielonego są mniejsze, niż przy równie skutecznych wychyleniach steru opierzenia dzielonego (ryc. 4).

Jeżelibyśmy chcieli znaleźć wpływ podziału opierzenia poziomego na stateczność metodą stosowaną przy obliczeniu wielkości opierzenia, tworząc $dc_m/d\alpha$, to okaże się, że podział nie wpływa na wielkość spółczynnika stateczności. To nie zgadza się z doświadczeniem, bo też $dc_m/d\alpha$ jest tylko koniecznym warunkiem stateczności.

Spółczynnik wypadkowego momentu sił aerodynamicznych:

$$c_{mG} = c_{mF} - c_{mH}$$

gdzie: $$c_{mH} = c_{nH} \cdot \frac{l_H . F_H}{t . F}.$$

Zgodnie z pomiarami w tunelach [4], jest:

$$C_{nH} = \frac{d c_{nH}}{d\alpha} (\alpha_H - \tau \beta_H),$$

względnie wyrażając α_H przez α:

$$\alpha_H = \varkappa . \alpha - \sigma,$$

$$c_{nH} = \frac{d c_{nH}}{d\alpha} \ (\alpha \varkappa - \sigma - \tau \beta_H).$$

τ jest zależne od podziału: $\tau = f(t_R/t_H)$. Zależność tę określa szereg wzorów empirycznych. Dla opierzenia niedzielonego jest $\tau = 1$, dla opierzenia dzielonego $\tau < 1$.

Oznaczając: $$C = \frac{l_H . F_H}{F . t} \cdot \frac{dc_{nH}}{d\alpha},$$

oraz przez $\bar{\beta}_H$ wychylenie steru przy jakiem momenty sił aerodynamicznych równoważą się, otrzymamy:

$$c_m = c_{mF} - C(\alpha\varkappa - \sigma - \tau . \bar{\beta}_H) = 0.$$

Widać, że $dc_m/d\alpha$ nie zależy od τ, natomiast:

$$\frac{d\bar{\beta}_H}{d\alpha} = \left(C\varkappa - \frac{d c_{mF}}{d\alpha} \right) \cdot \frac{1}{\tau}$$

czyli: $$\frac{d\bar{\beta}_H}{d\alpha} \sim \frac{1}{\tau}.$$

Opierzenie poziome ze statecznikiem dzieli się zwykle w stosunku $t_R/t_H = 0{,}42$; dla tego podziału jest $\tau = 0{,}55$, natomiast dla opierzenia niedzielonego jest $\tau = 1$. Przy tej samej zatem powierzchni, profilu, obrysie i tej samej odległości od środka ciężkości, stateczność statyczna podłużna przy zablokowanym sterze, przy opierzeniu ze statecznikiem jest $1/0{,}55 = 1{,}82$, okrągło 2 razy większa, aniżeli przy opierzeniu niedzielonem.

Dla stateczności podłużnej przy luźno puszczonym sterze miarodajny jest przyrost siły, jaką należałoby wywrzeć na drążek sterowy, aby wywołać pewien przyrost kąta natarcia płata. Ponieważ wielkość sił na drążku sterowym zależy od ciężarowego i aerodynamicznego wyważenia steru, oraz całego mechanizmu sterowego, trudno ogólnie przeprowadzić podobne porównanie liczbowo. W każdym razie okazuje się [3], że stateczność jest tem większa, im większy jest moment ciężaru steru względem osi obrotu. Na pierwszy rzut oka widać (ryc. 3), że moment ciężarowy steru opierzenia dzielonego (o ile niema np. bocznego odciążenia aerodynamicznego), będzie zawsze większy niż opierzenia niedzielonego. Stateczność podłużna przy luźno puszczonym sterze przy opierzeniu niedzielonem będzie zawsze mniejsza niż przy dzielonem, o ile nie zastosujemy sztucznych sposobów zwiększenia momentu ciężarowego.

W lotach żaglowych, duża czułość steru wysokości jest niepożądaną. Wprost przeciwnie, szybowiec winien być statecznym tak dalece, aby nietrzeba było się wogóle troszczyć o ster głębokości [5]. Wobec dużego znaczenia lotów w chmurach kłębiastych, należołoby więc może powrócić w budowie szybowców „wyczynowych“ do opierzeń poziomych ze statecznikami.

3. Zwrotność.

Jako miarę zwrotności możnaby dla szybowców przyjąć szybkość kątową obrotu około osi podłużnej, wywołaną pewnem wychyleniem lotek przy „wkładaniu“ do skrętu. W praktyce zachodzi bowiem potrzeba wykonania „głębokich“ skrętów w dwóch wypadkach: W atmosferze „wolnej“ w razie napotkania prądu wstępującego, oraz przy podchodzeniu do lądowania. Żeby nie zgubić napotkanego prądu wstępującego powietrza, zachodzi potrzeba przejścia z lotu prostego w skręt o stałej zresztą krzywiźnie w czasie możliwie najkrótszym. Ten czas jest odwrotnie proporcjonalny do szybkości kątowej obrotu około osi podłużnej. Również, ważny w czasie podchodzenia do lądowania w terenie zazwyczaj dzikim, promień najciaśniejszej krzywizny, a więc przy danej szybkości najkrótszy czas potrzebny do wykonania zwrotu o 180°, według Lachmanna [6], zależy także od szybkości kątowej obrotu około osi podłużnej przy wkładaniu do skrętu.

Rachunek [6] i doświadczenie [7] wykazują, że wpływ momentu bezwładności skrzydła względem osi podłużnej na szybkość kątową obrotu można pominąć, o ile tylko stosunek momentu sił aerodynamicznych M_r z powodu wychylenia lotek, do momentu bezwładności nie jest zbyt mały. Wówczas szybkość kątowa obrotu około osi podłużnej:

$$\omega = \frac{12 \ c_{mr} . V}{b . \frac{d c_n}{d\alpha}},$$

jest zatem odwrotnie proporcjonalna do rozpiętości b i wydłużenia Λ płata, ponieważ:

$$\frac{dc_n}{d\alpha} \sim \frac{dc_y}{d\alpha} = \frac{1{,}8 . \pi}{1 + \frac{1{,}8}{\Lambda}}.$$

Zależności powyższe ważne są tylko w zakresie kątów natarcia, w którym wypór rośnie w przybliżeniu linjowo z kątem. Z powodu obrotu następuje jednak zmiana kąta natarcia wzdłuż rozpiętości płata, co może spowodować przekroczenie kąta krytycznego po stronie wewnętrznej skrętu. Grozi to samoczynnem zwiększeniem szybkości obrotu (autorotacją), nieczułem na wychylenia lotek. Opanowanie szybowca w tym stanie jest trudne i ostatecznie kończy się ślizgiem względnie przejściem „na głowę“, co jest niepożądane w powietrzu ze względu na znaczne zwiększenie szybkości opadania, a może być niebezpieczne przy ziemi. Żeby temu zapobiec, stosuje się zwichrzenie płata.

Zmiana kąta natarcia profilu zewnętrznych końców płata:

$$\Delta\alpha = \pm \frac{\omega . b/2}{V},$$

po wstawieniu wartości na ω:

$$\Delta\alpha = \pm \frac{6 \ c_{mr}}{d c_n / d\alpha}.$$

Spółczynnik momentu sił aerodynamicznych względem osi podłużnej z powodu wychylenia lotek c_{mr}, zależy od obrysu oraz powierzchni płata i lotek i rośnie linjowo z wychyleniem lotek β_Q [8].

$$c_{mr} = \frac{M_r}{b . F . q} \sim \sqrt{\frac{t_Q}{t}} \left[1 - \left(\frac{b_W}{b} \right)^2 \right] . \beta_Q \ ^{3)}.$$

Dla płata trapezowego o zbieżności $t_Z/t_W = 1:4$, o wydłużeniu $\Lambda = 18$, i przy rozpiętości lotek $(b - b_w) = 2/3 . b$, jak to się zwykle stosuje, otrzymamy według Mathiasa [3]):

$$c_{mr} = 0{,}833 . \sqrt{\frac{t_Q}{t}} . \beta_Q .$$

[3]) Według Mathias'a [8] jest dla płata trapezowego o zbieżności t_Z/t_W:

Przy stałym stosunku głębokości lotek do głębokości płata $t_Q/t = 0{,}25$, otrzymamy po wstawieniu w równanie na $\Delta \alpha$:

$$\Delta \alpha = \pm 2{,}72\, \beta_Q.$$

Przy wychyleniu lotek o kąt $\pm 10^0$, zmiana kąta natarcia końców płata przy obrocie około osi podłużnej wyniosłaby $\pm 27^0$. Przypuśćmy, że szybowiec zostaje włożony do skrętu przy szybkości nieco większej niżby to odpowiadało doskonałości, a więc np. przy $c_y = 0{,}8$. Dla profilu $G.535$ osiągnie się to przy kącie natarcia $\sim 8^0$, natomiast oderwanie nastąpi przy $\sim 21^c$ (mierzone względem linji zerowego wyporu). Celem uniknięcia oderwania przy wkładaniu, należałoby zwichrzyć płat o kąt $[27 - (21 - 8)] = 14^0$. W istocie jednak, wskutek wychylenia lotek płat już jest zwichrzony. Z powodu wychylenia lotek o kąt β_Q, zmienia się bowiem skuteczny kąt natarcia według Toussaint'a [9] i [8], o wartość:

$$\alpha_Q = \beta_Q \left[\frac{4}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{F_Q}{F}} \left(1 - 0{,}215 \cdot \frac{F_Q}{F} \right) - 0{,}05\ \beta_Q \right],$$

przyczem F_Q jest powierzchnią obu lotek, zaś F całkowitą powierzchnią płata. W naszym wypadku otrzymamy $\alpha_Q = \sim 5^0$, zatem pozostaje do zwichrzenia $\sim 9^0$.

Ze względu na zwrotność, duża rozpiętość jest niepożądana. Szybkość bowiem kątowa obrotu około osi podłużnej przy wkładaniu do skrętu, maleje z rozpiętością. Żeby uzyskać tę samą szybkość włożenia do skrętu, trzeba przy większej rozpiętości odpowiednio silniej wychylić lotki. To zaś wymaga większego zwichrzenia płata, które jak dalej zobaczymy, niweczy korzyści aerodynamiczne jakie daje duża rozpiętość.

IV. Wielkości konstrukcyjne a własności aerodynamiczne.

1. Rozpiętość płata.

W zakresie kątów natarcia używanych w locie, do kąta natarcia odpowiadającego najmniejszemu spółczynnikowi szybowania włącznie, biegunowe obecnych szybowców można w przybliżeniu zastąpić przez łuk paraboli o równaniu:

$$P_x = q\ f_{xs} + \frac{P_y^{\,2}}{\pi \cdot q \cdot b_i}$$

przyczem: $\qquad f_{xs} = c_{xp} \cdot F + c_{xk} \cdot f_k \,.$

Zależność ta jest zupełnie dokładna o ile uwzględnimy, że w ogólności jest $f_{xs} = f(P_y)$. Przybliżenie zaś $f_{xs} =$ const jest zupełnie wystarczające w zakresie kątów, które nas głównie interesują. W pobliżu minimum spółczynnika szybowania jest nadto $P_y \sim G$, zatem:

$$P_x = q \cdot f_{xs} + \frac{G^2}{\pi\, q\, b_i}.$$

Doskonałość aerodynamiczną określa minimum oporu. Przyrównując więc $d P_x / d v$ do zera, łatwo znaleźć szybkość odpowiadającą najmniejszemu spółczynnikowi szybowania:

$$V_e = 3 \left(\frac{G}{b_i\, f_{xs}^{\ 1/2}} \right)^{1/2},$$

oraz doskonałość:

$$E = \frac{G}{P_{x\ min}} = 0{,}885 \cdot \frac{b_i}{f_{xs}^{\ 1/2}}.$$

$$c_{mr} = 1{,}8\pi \cdot f_{MQ} \cdot \sqrt{\frac{t_Q}{t}} \cdot \beta_Q \left[\left\{ 1 - \left(\frac{b_W}{b} \right)^2 \right\} \cdot \right.$$

$$\cdot \left\{ 1 - \frac{1}{3} \frac{1 - t_Z/t_W}{1 + t_Z/t_W} \right\} - \frac{4}{3} \left(\frac{b_W}{b} \right)^2 \left(1 - \frac{b_W}{b} \right) \frac{1 - t_Z/t_W}{1 + t_A/t_W} +$$

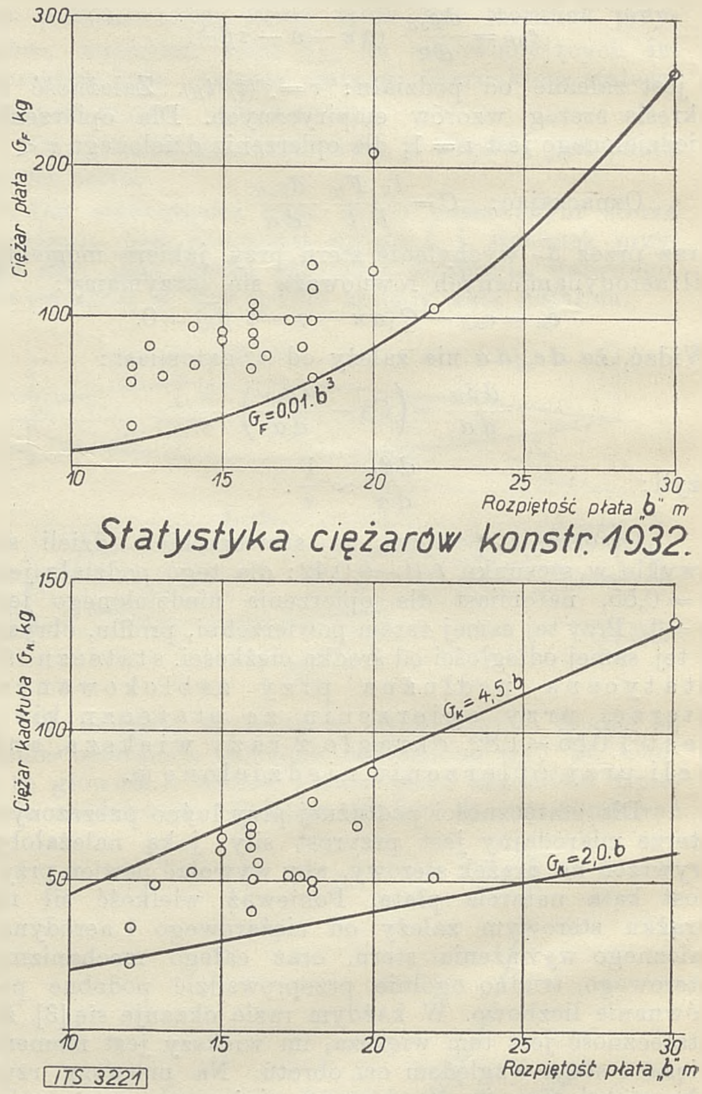
$$\left. + 2 \left(\frac{f_{QA}}{f_{MQ}} - 1 \right) \frac{b_W}{b} \left(1 - \frac{b_W}{b} \right) \left(1 - \frac{b_W}{b} \cdot \frac{1 - t_Z/t_W}{1 + t_Z/t_W} \right) \right]$$

gdzie:

$$f_{QA} = \frac{1}{1 + \frac{1{,}8}{\Lambda_Q}}, \quad f_{MQ} = \frac{1}{1 + 2 \cdot \frac{1{,}8}{\Lambda_Q}}, \quad \Lambda_Q = \Lambda \cdot \frac{1 - b_W/b}{1 - \frac{b_W}{b} \cdot \frac{1 - t_Z/t_W}{t + t_Z/t_W}}.$$

Podobnie znaleźć można wartości odpowiadające najmniejszej szybkości opadania, przyrównując do zera wyrażenie: $d(P_x \cdot V)/d V$. Okazuje się wtedy, że wartości odpowiadające najmniejszej szybkości opadania różnią się tylko o stały spółczynnik.

Zależności powyższe podane niemal równocześnie przez Helmbolda [10] i Schrenka [11], pozwalają w sposób nader przejrzysty na szybką ocenę wpływu poszczególnych czynników na własności aerodynamiczne. Iloczyn $b_i \cdot \sqrt{f_{xs}}$, przedstawia pewną powierzchnię, zwaną przez Schrenka „powierzchnią szybkości". Jeżeli mianowicie wyobrazimy sobie prostokąt, którego jeden bok jest równy rozpiętości zredukowanej b_i płata, zaś drugi jest bokiem kwadratu o powierzchni f_{xs}, to jak widać, obciążenie powierzchni tego prostokąta określa szybkość po torze przy najmniejszym spółczynniku szybowania, zaś stosunek boków jest proporcjonalny do doskonałości.



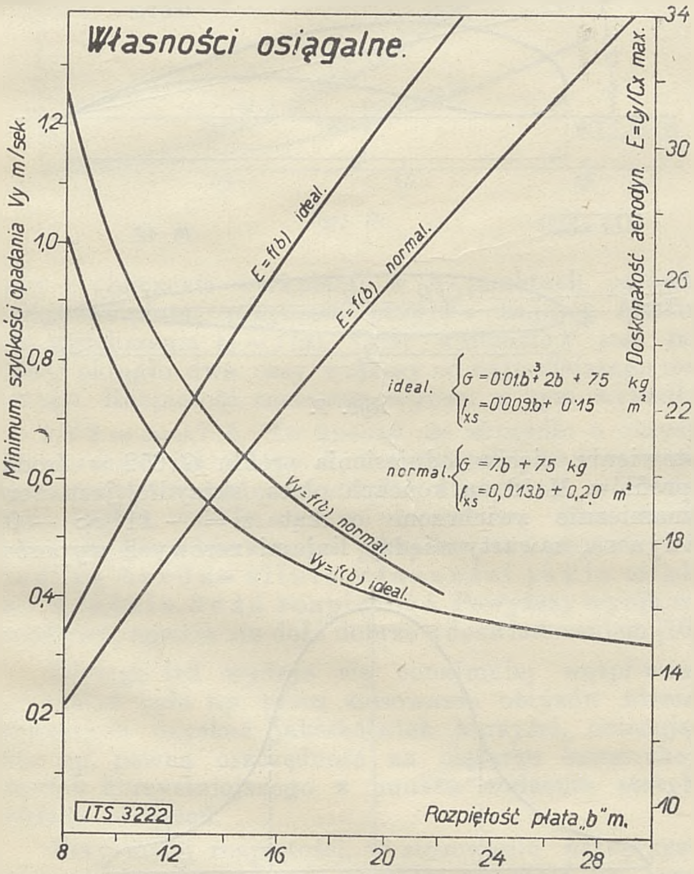
Ryc. 5.

Zwiększenie rozpiętości jest jak widać, bardzo skutecznym a zarazem najprostszym sposobem zwiększenia doskonałości aerodynamicznej. Jeżelibyśmy sądzili, że przy obecnym stanie rozwoju szybowca nie można już wiele zmniejszyć oporów czołowych, to byłaby to droga jedyna. Istotnie, wychodząc z założenia, że szybowce obecne bardzo nieznacznie różnią się między sobą zewnętrznemi kształtami i osiągnęły już pewne, niemal że standartowe formy, Lippisch z R R G. [12], przyjmując w przybliżeniu pewną stałą wielkość powierzchni oporów czołowych dla wszystkich szybowców i wychodząc, podobnie jak Schrenk, z biegunowej parabolicznej, doszedł do wniosku, że szybkość opadania zależy tylko od obciążenia

przypadającego na kwadrat rozpiętości płata G/b^2. W związku z wzrastającą stale ilością szybowców zgłaszanych do Rhön, wyłoniła się przed trzema laty potrzeba ograniczenia konkursów jedynie do szybowców wyczynowych. Postanowiono więc przyjmować tylko szybowce o pewnej zdolności żaglowej i jako minimum szybkości opadania przyjęto $V_y \leqq 0,8\ m/sek$; odpowiada to według Lippischa $G/b^2 \leqq 1,10$. Warunek ten opublikowany jako punkt regulaminu konkursu w Rhön w r. 1930, a niezawsze dobrze zrozumiany, przyczynił się niemało do nadmiernego zwiększania rozpiętości.

Obecnie daje się zauważyć reakcja w kierunku zmniejszenia rozpiętości. Duża rozpiętość jest bowiem niewygodną przy manewrowaniu w powietrzu, jak i na ziemi, zaś środki, które zmierzają do zwiększenia zwrotności niweczą aerodynamiczne korzyści, jakie miała dać duża rozpiętość. Zresztą nie można dowolnie zmniejszać szybkości opadania przez zwiększanie rozpiętości, gdyż równocześnie rośnie szybko ciężar własny konstrukcji.

Statystyka wykazuje, że ciężary szybowców obecnych leżą przeciętnie powyżej $G_0 = 7 . b$. Ryc. 5. podaje statystykę ciężarów skrzydeł G_F oraz kadłubów G_k jako funkcje rozpiętości. Jako dolną granicę ciężarów skrzydeł można obecnie przyjąć: $G_F = 0,01\, b^3$.



Ryc. 6.

Osiągają ją tylko wyjątkowo lekko budowane szybowce: D.28., Thermikus, Schlesien in Not, Austria. Ponieważ budziły one również zastrzeżenia co do wytrzymałości, można przyjąć, że granica powyższa w najbliższej przyszłości nie zostanie przekroczona. Ciężary kadłubów wahają się od $G_k = 2 . b$ do $G_k = 4,5 . b$.

Przyjmując ciężar szybowca:

$$G = G_F + G_k + G_{pil}$$

w wypadku granicznym:

$$G_{ideal} = 0,01 . b^3 + 2 . b + 75\,,$$

oraz wartość przeciętnie dobrą:

$$G_{normal} = 7 . b + 75\,,$$

wreszcie średnią głębokość płata 1 m, spółczynnik oporu profilowego $c_{xpi} = 0,009$ jako wartość idealną i $c_{xpn} = 0,013$ jako przeciętną, przekrój największy kadłuba $f_k = 0,5\ m^2$, oraz spółczynnik oporu kadłuba $c_{xki} = 0,3$ w wypadku granicznym i $c_{xkn} = 0,4$ jako wartość przeciętną — otrzymamy po wstawieniu w równania na E i $V_y = V_e / E$, doskonałość aerodynamiczną i szybkość opadania odpowiadającą najlepszemu spółczynnikowi szybowania jako funkcje jedynie tylko rozpiętości (ryc. 6). Jak widać, zwiększenie rozpiętości powyżej 20 m, przynosi bardzo małe korzyści, jeśli chodzi o szybkość opadania, natomiast zmniejszenie powierzchni oporów czołowych przy małej rozpiętości wydaje się bardzo obiecującym środkiem tak ze względu na szybkość opadania jak i doskonałość aerodynamiczną. Powinno się dać osiągnąć własności, któreby zezwoliły na wykonywanie wszelkiego rodzaju lotów żaglowych już przy rozpiętości 12 m.

2. Profil płata.

Własności aerodynamiczne skrzydła określają: spółczynnik szybowania c_x/c_y, spółczynnik lotności $c_x/c_y^{1,5}$ i maksymalny spółczynnik siły nośnej $c_{ymax.}$ Pierwsze z nich zależą przedewszystkiem od wydłużenia. Można to ocenić, jeżeli się weźmie pod uwagę, że dla stosowanych wydłużeń $\Lambda = 10$ do 20, oraz znanych profilów, $(c_x/c_y^{1,5})_{min}$ oraz $(c_x/c_y)_{min}$ leżą zazwyczaj w pobliżu $c_y = 1,0$. Ale dla $c_y = 1,0$ i $\Lambda = 10 - 20$, jest $c_{xi} = 0,032 - 0,016$, natomiast opór profilowy bardzo dobrych profilów waha się w granicach $c_{xp} = 0,008 - 0,012$. Wahania spółczynnika oporu profilowego dobrych profilów stanowią więc przy $\Lambda = 10$ do 9%, przy $\Lambda = 20$ do 16% całkowitego oporu skrzydła. Przy większych wydłużeniach nawet stosunkowo małe różnice w oporze profilowym dobrych profilów mogą więc odgrywać pewną rolę.

Finezje te mogą mieć jednak tylko wtedy wpływ na własności, o ile profil dobierzemy odpowiednio do wydłużenia. Ze wzrostem wydłużenia rośnie bowiem c_y przy jakim zajdzie $(c_x/c_y)_{min}$ względnią $(c_x/c_y^{1,5})_{min}$. W przypadku biegunowej parabolicznej, byłoby:

$$(c_x/c_y)_{min} \text{ dla } c_y' = \frac{\Lambda}{b}\sqrt{\pi f_{xs}}$$

$$(c_x/c_y^{1,5})_{min} \text{ dla } c_y'' = \frac{\Lambda}{b}\sqrt{3\,\pi f_{xs}}\,.$$ [4]

W tym zakresie c_y, spółczynnik oporu profilowego c_{xp} powinien być możliwie najmniejszy. Ze wzrostem wydłużenia, c_y odpowiadające $(c_x/c_y)_{min}$ względnie $(c_x/c_y^{1,5})_{min}$ zbliża się coraz więcej do $c_{ymax.}$ Nawet przy niezbyt dużem wydłużeniu może się wówczas zdarzyć, że minimum szybkości opadania leżeć będzie tuż w pobliżu c_{ymax} t. j. w pobliżu gwałtownego przepadania (porównaj np. ryc. 1 szybowiec II). Skutek będzie taki, że w praktyce tylko wyjątkowo latać będzie można na najmniejszej szybkości opadania: Najmniejsza zmiana kąta natarcia spowoduje natychmiast zwiększenie szybkości opadania tem gwałtowniejsze, im większe wydłużenie przy danem c_{ymax} profilu. Doświadczenie uczy wprawdzie, że ze wzrostem wydłużenia rośnie również c_{ymax}, ale bardzo nieznacznie. Dla dużych wydłużeń trzeba stosować profile o wysokiem $c_{y\,max}$.

Tak zwane „profile szybowcowe" o wysokiem $(c_y^3/c_x^2)_{max}$ stosowane z powodzeniem dla szybowców o szczególnie małej szybkości opadania, zarzuca się niekiedy na korzyść profilów o wysokiem $(c_y/c_x)_{max}$, które jednak mają równocześnie niskie $c_{ymax.}$ Stosowanie takich profilów dla dużych wydłużeń, ze względu na szybkość opadania może być bardzo niekorzystne pomimo, że rachunek i pomiar tunelowy nawet, wykażą

zupełnie zadawalające minimum szybkości opadania. Jeżeli bowiem krzywa $V_y = f(V_s)$ w pobliżu $V_{y\,min}$ nie będzie dostatecznie płaską, będzie praktycznie niemożliwem latać na $V_{y\,min}$. Zmiana V_y przy zmianie V_s będzie tem mniejsza w pobliżu $V_{y\,min}$, im większa będzie różnica między szybkością V_0 odpowiadającą $V_{y\,min}$, a szybkością V_{min}.

Podobnie jak V_e (p. 1 rozdz. IV), jest:

$$V_0 \sim \sqrt{\frac{G}{b_i \cdot f_{xs}^{1/2}}},$$

natomiast:

$$V_{min} = 4\sqrt{\frac{G}{F \cdot c_{y\,max}}}.$$

Uwzględniając, że $f_{xs} = c_{xp} \cdot F + f_{xk}$, oraz po wstawieniu wartości F z równania na V_{min}, dojdziemy do wniosku, że przy danym V_0:

$$\frac{V_e}{V_{min}} \sim \frac{V_0}{V_{min}} \sim \frac{c_{ymax}}{c_{xp}}.$$

Dla danego c_y' określonego wydłużeniem, odpowiadającego $(c_x/c_y)_{min}$, najodpowiedniejszym będzie profil, który oprócz małego c_{xp} posiada w tym punkcie równocześnie możliwie wysokie c_{ymax}/c_{xp} [4]).

Nasuwa się tu sprawa użyteczności szczelin Lachmann-Handley-Page i t. p. dla szybowców. Pewne próby w tym kierunku czynił jeszcze Klemperer w r. 1923. Chodziło tam jednak o zwiększenie c_y^3/c_x^2. Na podstawie dotychczasowych dmuchań można powiedzieć, że szczeliny nie mogą być pożyteczne, jeśli chodzi o zwiększenie spółczynnika lotności. Każdy bowiem sposób zwiększający c_y, zwiększa równocześnie c_{xp}. Natomiast szczeliny otwierające się czy to automatycznie, czy też z woli pilota, tam, gdzie chodzi o zmniejszenie szybkości minimalnej, a gdzie pogorszenie spółczynnika szybowania i zwiększenie minimalnej szybkości opadania nie odgrywa roli, jak to się ma w silnych lecz ograniczonych prądach termicznych, mogą mieć pewne widoki powodzenia, o ile np. sposób ten okazałby się korzystniejszym aniżeli krążenie. Po opuszczeniu prądu wstępującego, przy zamkniętych szczelinach, profil mógłby wówczas posiadać znaczną doskonałość przy małem c_y, a więc równocześnie dużej szybkości po torze.

Obok własności aerodynamicznych profilu mogą mieć wpływ na własności całego szybowca: Grubość profilu ze względu na ciężar konstrukcji, oraz spółczynnik momentu przy zerowym wyporze, ze względu na ciężar i wielkość koniecznego opierzenia, jaka wchodzi w opory szkodliwe. Ciężar płata maleje, przy wolnonośnej konstrukcji, z grubością profilu; równocześnie jednak rośnie opór profilowy. Wpływy te równoważą się przy grubości profilu równej około 15% głębokości płata [14]. Dzięki pracom Munka, Birnbauma i innych oraz prof. Witoszyńskiego i jego szkoły znamy dziś sposoby dowolnego zmniejszenia spółczynnika momentu przy zerowym wyporze. Sposoby te wpływają jednak równocześnie na c_{ymax} i c_{xp}. Stosunkowo mała ilość systematycznych pomiarów takich profilów nie pozwala jednak jeszcze na wyciągnięcie ogólnie ważnych wniosków.

3. Zwichrzenie i obrys płata.

W ogólności jest opór wzbudzony płata:

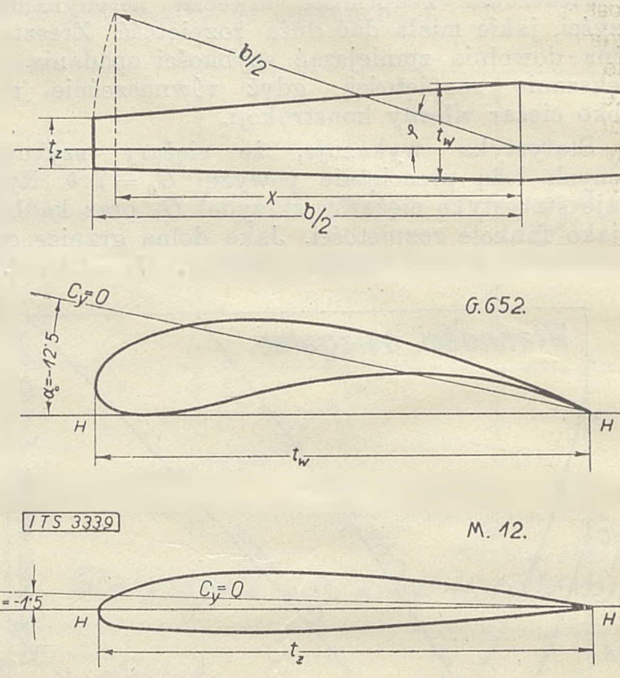
$$P_{xi} = (1 + \delta)\,\frac{P_y^2}{q \cdot \pi \cdot b^2}.$$

[4]) Praktycznie, dobrze stosować wartość c_y' a nie c_y'', zazwyczaj bowiem przyjęcie biegunowej parabolicznej jest dostatecznie dokładne jedynie do wartości c_y' włącznie.

Dla obrysu eliptycznego przy niezmiennym profilu wzdłuż całej rozpiętości płata, rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości jest eliptyczny i opór wzbudzony najmniejszy, $\delta = 0$. Dla każdego innego rozkładu jest $\delta > 0$, opór wzbudzony jest większy. Ten sam opór wzbudzony posiadać będzie płat eliptyczny o mniejszej rozpiętości

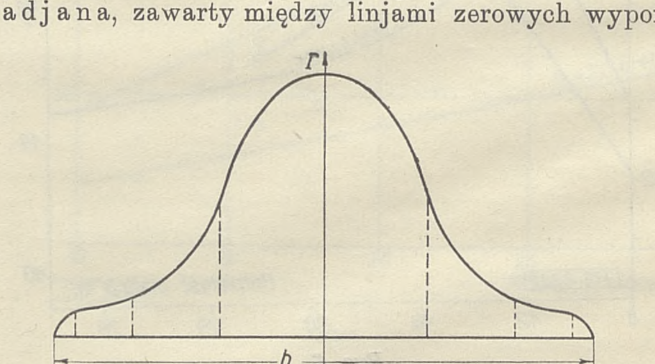
$$b_i = \frac{b}{\sqrt{1+\delta}}.$$

b_i będzie rozpiętością zastępczą płata o rozpiętości rzeczywistej b. Przy małych zwichrzeniach płatów, o obrysach nie wiele odbiegających od obrysu eliptycznego, różnice są stosunkowo małe. W związku ze statecznością poprzeczną przy skrętach zachodzi jednak potrzeba silnego zwichrzania płatów o większej rozpiętości. Przykład takiego płata podaje ryc. 7: Przy równoległem



Ryc. 7.

ustawieniu cięciw odniesienia profilu $G.652$ w środku i profilów $M.12$ na końcach płata, skrzydło jest aerodynamicznie zwichrzone o kąt $\varepsilon = -11^0 \sim -0{,}2$ radjana, zawarty między linjami zerowych wyporów.



Rozkład wyporu wzdłuż płata trapezowego zwichrzonego.

Ryc. 8.

Ryc. 8 przedstawia rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości takiego płata obliczony przy zastosowaniu metody Glauerta dla rozwiązania całki Prandtla, określającej rozkład cyrkulacji [15].

Jeżeli mianowicie cyrkulację w dowolnym przekroju przedstawimy szeregiem Fouriera:

$$\Gamma = 2\,b\,V\,\Sigma a_n \cdot \sin n\varphi,$$

gdzie $\varphi = \text{arc}\cos 2x/b$ (ryc. 7), wówczas spółczynniki a_n muszą spełniać zależność:

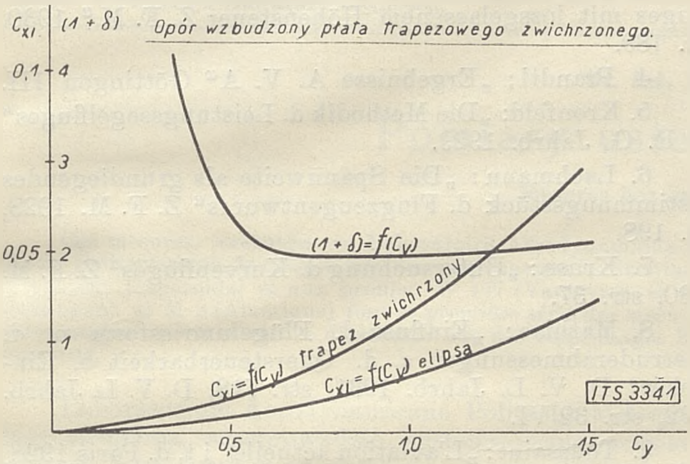
$$\Sigma a_n . \sin n\varphi \, (n\mu + \sin\varphi) = \mu . \alpha . \sin\varphi ,$$

gdzie $\mu = \frac{2\pi t}{4b}$, oraz $n = 1, 3, 5 \ldots.$

Dla płata o dowolnym obrysie i zwichrzeniu jest w ogólności $t = f(\varphi)$ i $\alpha = f(\varphi)$. Dla znalezienia cyrkulacji w m punktach rozpiętości wystarczy rozwiązać m równań o m niewiadomych a_n. Znając rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości płata, znaleźć łatwo opór wzbudzony z zależności:

$$(1 + \delta) = \frac{\Sigma n \; a_n^2}{a_1^2}.$$

Ryc. 9 podaje opór wzbudzony rozpatrywanego płata trapezowego silnie zwichrzonego (ryc. 7), otrzy-



Ryc. 9.

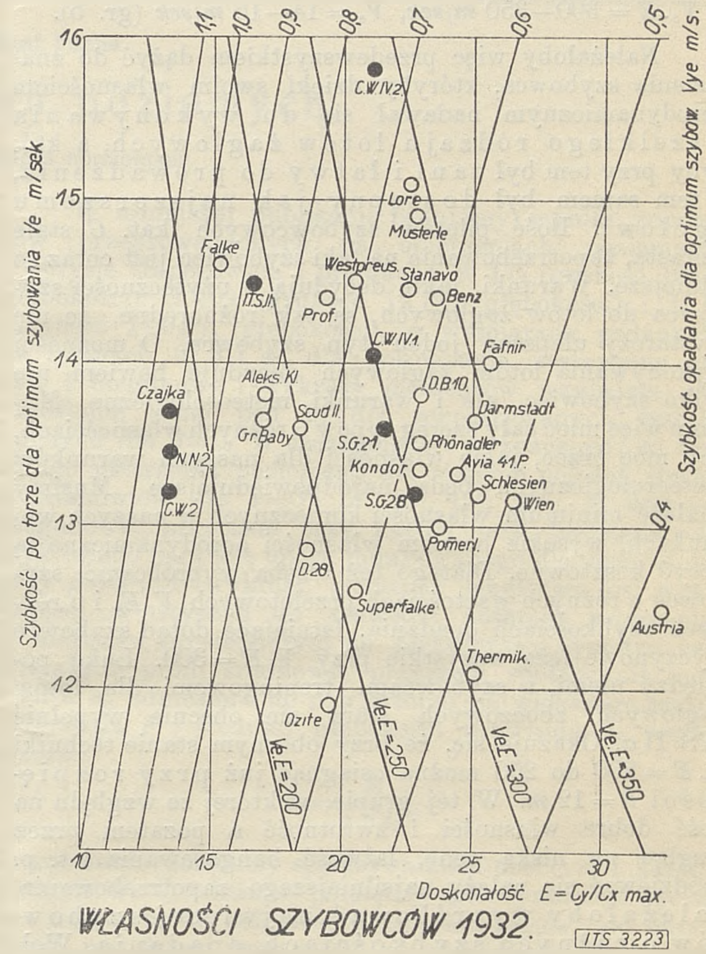
many z obliczenia cyrkulacji w 4 punktach połówki rozpiętości płata, przyczem przyjęto linjową zmianę kąta zwichrzenia $\varepsilon_x = f(x)$. Opór wzbudzony jest jak widać, okrągło dwa razy większy od najmniejszego możliwego. Rozpiętość zastępcza wynosi w tym wypadku $b_i = b/\sqrt{2} = \backsim 0{,}7 . b$. To znaczy, że skrzydło o obrysie i zwichrzeniu jak w ryc. 7, o rozpiętości 18 m posiada ten sam opór wzbudzony co płat eliptyczny o rozpiętości 12,6 m. Silne zwichrzenie, podobnie jak i duża zbieżność płatów trapezowych, niszczą bardzo silnie własności jakie miała dać właśnie duża rozpiętość. Powyższy wynik rachunkowy, zgadza się dość dobrze z doświadczeniem [16].

Dlatego też wydaje się conajmniej wątpliwem, aby można było np. przez stosowanie obrysów niemal trójkątnych uzyskać jakiekolwiek korzyści, obiecując sobie np. pewną oszczędność na ciężarze konstrukcji wskutek korzystniejszego z punktu widzenia statyki rozkładu obciążeń.

Przy małej rozpiętości, w stosowaniu najkorzystniejszych aerodynamicznie obrysów nie stoją na przeszkodzie ani zwrotność, ani też wzgląd na lekkość konstrukcji.

V. Luki i potrzeby naszego taboru, program wypróbowania różnych typów.

Wykres na ryc. 10, oparty na wyprowadzonej wyżej zasadzie (rozdz. II, p. 3), że iloczyn $E.V_e$ obok szybkości opadania jest miarą zdatności szybowca do przelotów, podaje zestawienie własności aerodynamicznych ważniejszych szybowców zagranicznych i wszystkich polskich, które opracowano na drodze analitycznej z uwzględnieniem właściwych danemu typowi kształtów aerodynamicznych. Przyjęto przytem, że opór profilowy płata jak i części nienośnych nie zmienia się w zakresie kątów natarcia używanych normalnie w locie do kąta natarcia odpowiadającego najleszej doskonałości włącznie. Jak uczą wyniki pomiarów tunelowych, założenie to jest zupełnie usprawiedliwione. Przyjęto spółczynnik oporu profilowego płata dla wszystkich szybowców $c_{xp} = 0{,}015$. To założenie usprawiedliwione jest o tyle, że grubości profilów skrzydeł wolnonośnych wahają się mało (16—18% głębokości płata), natomiast przy konstrukcjach wspornikowych opór profilowy płata jest wprawdzie mniejszy, ale zato dochodzi opór zastrzałów. Przyjęcie to jest oczywiście nieco niekorzystne dla konstrukcji wspornikowej. Spółczynnik oporu kadłuba ze sterami przyjęto $c'_{xk} = 0{,}3$ dla kadłubów o przekroju owalnym, oraz $c''_{xk} = 0{,}5$ dla przekroju graniastego. Powierzchnię największego przekroju kadłuba przyjęto $f_k = 0{,}5\ m^2$. Dla szybowców z otwartym kadłubem założono wielkość powierzchni oporów szkodliwych $f_{xk} = 0{,}35\ m^2$.



Ryc. 10.

Starałem się nadto uwzględnić wpływ obrysu redukując odpowiednio rozpiętość. Uwzględnianie zwichrzenia ze względu na brak odpowiednich danych nie było możliwe.

Obliczone w ten sposób własności aerodynamiczne nie mogą być oczywiście ścisłe. Przybliżone pomiary szybkości opadania niektórych szybowców niemieckich jak i polskich zdają się wskazywać na to, że szybkości opadania uwidocznione na wykresie są okrągło o 0,2 m/sek niższe niż rzeczywiste. Chodziło tu tylko o porównanie względne różnych szybowców w sposób w każdym razie bliższy rzeczywistości, aniżeli stosowany przez Lippischa, na zasadzie jedynie G/b^2.

Obok prostych równej szybkości opadania wkreślono na wykresie hiperbole równych iloczynów doskonałości aerodynamicznej i odpowiadających im szybkości

po torze. Jak widać, pomimo różnych szybbości opadania i różnych doskonałości aerodynamicznych szybowce, które istotnie posiadają za sobą najwspanialsze wyczyny, a w szczególności najdłuższe przeloty jak Musterle, Wien, Fafnir, posiadają prawie tą samą wartość iloczynu szybkości i doskonałości aerodynamicznej, zgodnie z tem co zauważyliśmy w rozdz. I.

Na wykresie statystycznym występują odrazu luki naszego taboru. Wskazanem by było dążyć do wypełnienia tych luk i wypróbować w polskich warunkach meteorologicznych szybowce o własnościach określonych na wykresie następującemi polami:

$V_e . E = 200-250$ *m/sek*, $V_e = 13-14$ *m/sek* (gr. 1);
$V_e . E = 200-250$ *m/sek*, $V_e = 12-13$ *m/sek* (gr. 2);
$V_e . E = 250-300$ *m/sek*, $V_e \geqq 14$ *m/sek* (gr. 3);
$V_e . E = 300-350$ *m/sek*, $V_e = 13-14$ *m/sek* (gr. 4);
$V_e . E = 300-350$ *m/sek*, $V_e = 14-15$ *m/sek* (gr. 5).

Należałoby więc przedewszystkiem dążyć do znalezienia szybowca, któryby dzięki swoim własnościom aerodynamicznym nadawał się do wykonywania wszelkiego rodzaju lotów żaglowych, a któryby przy tem był tani i łatwy do prowadzenia, a tem samem był dostępny jak najszerszemu ogółowi. Ilość pilotów szybowcowych kat. *C* stale wzrasta, zapotrzebowanie na taki szybowiec jest coraz to silniejsze. Warunki, jakie decydują o użyteczności szybowca do lotów żaglowych, są tak różnorodne, że nie wystarczy ulepszać jeden typ szybowca. O możności wykonywania lotów żaglowych decyduje bowiem nie tylko szybowiec, ale i warunki meteorologiczne. Musimy więc mieć cały szereg typów o różnych własnościach, aby móc orzec, jakie własności dla naszych warunków meteorologicznych będą najodpowiedniejsze. Musimy znaleźć minimum własności koniecznych w naszych warunkach, wysokie bowiem własności aerodynamiczne są dosyć kosztowne. Dlatego też trzeba wypróbować szybowce o różnych wartościach przelotowych $V_e E$, i o różnych szybkościach opadania. Istniejące dotąd szybowce wyczynowe leżą wszystkie przy $V_e E = 300$. Lukę pomiędzy niemi, a szybowcami treningowemi dla lotów żaglowych zboczowych stara się obecnie wypełnić ITS II *a*. Okazuje się, że przy obecnym stanie techniki $V_e E = 200$ do 250 można osiągnąć już przy rozpiętości $b = 12$ *m*. W tej grupie, w której ze względu na dość dobre własności i zwrotność a pozatem przez wzgląd na niską cenę, łatwość hangarowania i t. p. spodziewać się należy najsilniejszego zapotrzebowania, należałoby wypróbować najwięcej szybowców o różnych szybkościach opadania. Wolniejsze (grupa 2) będą zapewne korzystniejsze dla lotów termicznych, szybsze (grupa 1) prawdopodobnie lepsze dla przelotów. Nie można jednak z góry przewidzieć czy wartość przelotowa tych szybowców będzie wystarczająca. W pobliżu istniejących typów $V_e E = 300$ należałoby więc wypróbować jeszcze grupę 3, nieco szybszą; rozpiętość nie powinnaby przekraczać przytem 14 *m*.

Następnie w kategorji szybowców o wysokich wyczynach należałoby dążyć do uzyskania również niedużej rozpiętości. Wskazanem byłoby wobec tego wypróbować szybowce w granicach rozpiętości pomiędzy 14—18 *m*, jednak dążąc do rozpiętości jaknajmniejszej, o wysokiej doskonałości aerodynamicznej z cechami grup 4 i 5.

Ogólna charakterystyka szybowców poszczególnych grup proponowanych do wypróbowania przedstawiałaby się następująco:

grupa 1 — rozpiętość $\leqq$ 12 *m* }
grupa 3 — „ $\leqq$ 14 *m* } Obciążenie powierzchni nośnej 12 do 13 *kg/m²*
grupa 4 — „ $>$ 14 *m* }
grupa 2 — „ $\leqq$ 12 *m* Obciążenie $\leqq$ 10 *kg/m²*
grupa 5 — „ $>$ 14 *m* Obciążenie około 15 *kg/m²*

Próba i zdobyte doświadczenie wykazałyby, jakie typy są dla polskich warunków meteorologicznych najlepsze.

Literatura.

1. Lange: „Über Vertikalbewegungen d. Luft“ R. R. G. Jahrb. 1930.

2. Haus: „Stabilité et maniabilité des avions“, Paris 1930.

3. Blenk: „Über d. Längsstabilität eines Flugzeuges mit lossgelassenem Höhensteuer Z. F. M.“ 1930, str. 189.

4. Prandtl: „Ergebnisse A. V. A“ Göttingen 1II.

5. Kronfeld: „Die Methodik d. Leistungssegelfluges“ R. R. G. Jahrb. 1929.

6. Lachmann: „Die Spannweite als grundlegendes Bestimmungsstück d. Flugzeugentwurfs“ Z. F. M. 1928, str. 198.

7. Kruse: „Untersuchung d. Kurvenfluges“ Z. F. M. 1930, str. 37.

8. Mathias: „Einfluss d. Flügelumrissform u. d. Querruderabmessungen a. d. Quersteuerbarkeit b. Eindecker“ D. V. L. Jahrb. 1931, str. 712, D. V. L. Jahrb. 1932, str. 32/VI.

9. Toussaint: „L'aviation actuelle“ i t. d. Paris 1928.

10. Schrenk: „Zur Berechnung d. Flugleistungen ohne Zuhilfenahne d. Polare“ Z. F. M. 1927, str. 399 i 158.

11. Helmbold: „Die generalisierten Koordinaten d. Flugmechanik“ Z. F. M. 1937, str. 516.

12. Lippisch: „Technischer Bericht d. Rhön-Wettbewerbs 1929“, Z. F. M. 1930, str. 92.

13. Schrenk: „Die Spannweite als Mass für d. Sinkgeschwindigkeit“ R. R. G. Jahrb. 1929.

14. Müller: „Flügelschnitt u. Flugleistungen“ Lufo. Bd. 5. H. 1.

15. Glauert-Holl: „Grundlagen d. Tragflügel- u. Luftschraubentheorie“.

16. Schmidt: „Beitrag z. Entwicklung eines autorotationsfreien steil landbaren Flugzeuges“ Z. F. M. 1931, str. 546 i 569.

Odczyty w Sekcji lotniczej i samojazdowej Polskiego Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie.

Odczyty wygłoszone w miesiącach: lutym, marcu i kwietniu 1933:

17/II. Dr. Stefan Neumark z Warszawy: „Zagadnienia i metody mechaniki lotu“.

20/III. Inż. Adolf Polak ze Lwowa: „Niektóre zagadnienia mechaniczne silników spalinowych szybkobieżnych“.

27/III. Inż. Władysław Jaworski ze Lwowa: „Obciążenia przy obliczaniu skrzydeł szybowców“.

3/IV. Mgr. Adam Kochański ze Lwowa: „O prądach stokowych i termicznych na szybowisku w Bezmiechowej — na podstawie pomiarów meteorologicznych w r. 1932“.

Cena numeru 1 zł.

Nakładem Polskiego Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie. Pierwsza Związkowa Drukarnia we Lwowie, ul. Lindego l. 4.